

# Trabajo Fin de Grado

## Grado en Ingeniería Aeroespacial

### Viabilidad técnica del All Electric Aircraft

Autor: Lidia Soldado Alonso

Tutor: Alejandro Marano Marcolini

**Dpto. Ingeniería Eléctrica**  
**Escuela Técnica Superior de Ingeniería**  
**Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2019





Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería Aeroespacial

# **Viabilidad técnica del All Electric Aircraft**

Autor:

Lidia Soldado Alonso

Tutor:

Alejandro Marano Marcolini

Profesor Contratado Doctor

Dpto. Ingeniería Eléctrica  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019





Trabajo Fin de Grado: Viabilidad técnica del All Electric Aircraft

Autor: Lidia Soldado Alonso

Tutor: Alejandro Marano Marcolini

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:



*A Javi*

*"Cuando emprendas tu viaje a Ítaca,  
pide que el camino sea largo"*



# Agradecimientos

---

*En primer lugar, agradecer a mis amigos, tanto a los de siempre como a los nuevos, sin dejar de lado a mis compañeras de piso, por proporcionarme toda la ayuda que he necesitado a lo largo de estos años, tanto a nivel académico como personal. Gracias por hacer que no me ahogara en vasos de agua y por ser capaces de sacar una sonrisa en los momentos más complicados.*

*Destacar también el apoyo de familia, porque sin ellos no habría sido posible. A mis padres, por estar ahí desde que era pequeña y por inculcar los valores de trabajo y constancia diarios, así como por proporcionar todos los medios que han estado a su alcance durante estos años. A mis abuelos, por su cariño incondicional y acogerme todas esas tardes en sus casas con una taza de café mientras estudiaba. Y especialmente a mi hermano, quien desde su inocencia no era capaz de imaginar cuánto ayudaban sus comentarios sobre el “cole rojo”.*

*Finalmente, agradecer la labor a los profesores que me han formado como ingeniera a lo largo de estos años con especial mención a mi tutor, Alejandro Marano, por su paciencia y dedicación.*

*Lidia Soldado Alonso*



# Resumen

---

**E**ste trabajo está centrado en un análisis sobre la viabilidad técnica de aeronaves más eléctricas ante el creciente interés que se ha suscitado sobre este asunto a lo largo de los últimos años.

En primer lugar, se explican los intereses que promueven este auge de la aviación eléctrica y se muestra tanto el estado del arte como algunos futuros proyectos relacionados. Posteriormente, se analizan en detalle las necesidades de aeronaves totalmente eléctricas, tanto desde el punto de vista de los sistemas de a bordo como desde el de la propulsión. Así mismo, se estudian también las nuevas tecnologías que se ven implicadas en el desarrollo de este nuevo tipo de vehículos.

Posteriormente, una vez que se han planteado los fundamentos en los que se basan las aeronaves eléctricas, se realiza el cálculo de las necesidades energéticas en varias trayectorias propuestas para dos modelos diferentes de aeronaves. Con los resultados obtenidos, se realiza un análisis de viabilidad sobre cómo se vería afectada la masa global de las aeronaves estudiadas ante la adición de peso de baterías para realizar un vuelo propulsado eléctricamente y un breve análisis económico.

Finalmente, se analizan dos propuestas para las aeronaves seleccionadas anteriormente, una híbrida y otra totalmente eléctrica, y se estudian las variaciones que se producirían en estos modelos modificados, tanto desde el punto de vista del consumo de combustible como del rango.





# Abstract

---

This work is focused on an analysis of the technical feasibility of more electric aircraft due to the fact of the growing interest that has been raised on this issue over the past few years.

In the first place, the interests that promote this boom in electric aviation are explained and both the state of the art and some future related projects are shown. Subsequently, the needs of all-electric aircraft are analyzed in detail, both from the point of view of on-board and propulsion systems. Likewise, the new technologies that are involved in the development of this new type of vehicles are also studied.

Subsequently, once the fundamentals on which the electric aircraft are based have been considered, the calculation of the energy needs in several proposed trajectories for two different aircraft models is carried out. With the results obtained, a feasibility analysis is carried out on how the global mass of the aircraft studied would be affected by the addition of battery weights for an electrically propelled flight and a brief economic analysis.

Finally, two proposals are analyzed for the previously selected aircraft, a hybrid and an all-electric one, and the variations that would occur in these modified models are studied, both from the point of view of fuel consumption and range.



# Índice Abreviado

---

<i>Resumen</i>	V
<i>Abstract</i>	VII
<i>Índice Abreviado</i>	IX
<i>Notación</i>	XV
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1 Estado del arte y futuros proyectos	3
<b>2 Aeronaves eléctricas desde la perspectiva de los sistemas</b>	<b>17</b>
2.1 El concepto More Electric Aircraft	17
2.2 Aeronaves con sistemas totalmente eléctricos	20
<b>3 Aeronaves eléctricas desde la perspectiva de la propulsión</b>	<b>25</b>
3.1 Clasificación	26
3.2 Parámetros clave	28
3.3 Tecnología implicada	32
<b>4 Vuelos totalmente eléctricos. Necesidades energéticas y masa de baterías requerida</b>	<b>41</b>
4.1 Actuaciones del avión	41
4.2 Cálculo de las necesidades energéticas para realizar un vuelo	43
4.3 Balance energético para Boeing 787. Resolución analítica	45
4.4 Balance energético para Boeing 787. Resolución Piano X	47
4.5 Balance energético para Fokker 70. Resolución Piano X	52
4.6 Cálculo de masa de baterías para las rutas estudiadas	58
4.7 Observaciones	65
4.8 Costes	66
<b>5 Análisis del consumo de combustible para un modelo tipo MEA del Boeing 787</b>	<b>69</b>
5.1 Integración en el sistema del 787	69
5.2 Masa total	72
5.3 Cálculos	72
<b>6 Análisis del rango para un modelo totalmente eléctrico del Fokker 70</b>	<b>75</b>

6.1	Ecuaciones de rango	75
2	Resultados	77
<b>Conclusiones y líneas futuras</b>		<b>81</b>
<b>Apéndice TABLAS I</b>		<b>83</b>
<b>Apéndice TABLAS II</b>		<b>87</b>
<i>Índice de Figuras</i>		89
<i>Índice de Tablas</i>		91
<i>Índice de Códigos</i>		93
<i>Bibliografía</i>		95

# Índice

---

<i>Resumen</i>	V
<i>Abstract</i>	VII
<i>Índice Abreviado</i>	IX
<i>Notación</i>	XV
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1 Estado del arte y futuros proyectos	3
1.1.1 Aeronaves comerciales	4
Boeing	4
Airbus	5
Zunum Aero	6
Wright Electric	6
Eviation	6
Ampaire	7
NASA	8
1.1.2 Proyectos de investigación	10
Ce-Liner	10
Centairstation	10
Citybird	11
1.1.3 Transporte aéreo urbano	11
Uber Elevate	12
VAHANA	12
1.1.4 Transporte ligero deportivo	12
Pipistrel	13
Aero Electric Aircraft Corporation	14
<b>2 Aeronaves eléctricas desde la perspectiva de los sistemas</b>	<b>17</b>
2.1 El concepto More Electric Aircraft	17
2.2 Aeronaves con sistemas totalmente eléctricos	20
2.2.1 Sistema de celdas de combustible regenerativo (RFC)	20
2.2.2 Absorción de potencia regenerada por el motor	20
2.2.3 Sistema de control activo de flujo laminar	21
2.2.4 Sistema de combustible eléctrico	21
2.2.5 Gestión integrada de motores y generación de potencia	23
2.2.6 Mejora de la fiabilidad de los actuadores mecánicos	23
2.2.7 Control integrado del empuje	23

2.2.8	Acumulador de potencia de aeronaves	24
2.2.9	Sistema autónomo de aire acondicionado distribuido	24
<b>3</b>	<b>Aeronaves eléctricas desde la perspectiva de la propulsión</b>	<b>25</b>
3.1	Clasificación	26
3.2	Parámetros clave	28
3.2.1	Almacenamiento de Energía	28
3.2.2	Eficiencia	30
3.2.3	Densidad de energía equivalente de fuentes de potencia eléctrica	31
3.3	Tecnología implicada	32
3.3.1	Baterías	32
	Tecnología de baterías	34
	Sistema de intercambio de baterías	36
	Carga rápida	36
	Ciclo de vida de las baterías	36
	Control térmico	36
3.3.2	Máquinas eléctricas y conversión de potencia	37
3.3.3	Sistemas eléctricos	39
<b>4</b>	<b>Vuelos totalmente eléctricos. Necesidades energéticas y masa de baterías requerida</b>	<b>41</b>
4.1	Actuaciones del avión	41
4.2	Cálculo de las necesidades energéticas para realizar un vuelo	43
4.2.1	Estimación del tiempo	44
4.2.2	Estimación del combustible quemado	44
4.2.3	Estimación de la energía consumida	45
4.3	Balance energético para Boeing 787. Resolución analítica	45
4.4	Balance energético para Boeing 787. Resolución Piano X	47
4.4.1	Sevilla-Milán	48
4.4.2	Sevilla-Budapest	49
4.4.3	Sevilla-Estambul	51
4.5	Balance energético para Fokker 70. Resolución Piano X	52
4.5.1	Sevilla-Lisboa	54
4.5.2	Sevilla-Madrid	55
4.5.3	Sevilla-Barcelona	56
4.6	Cálculo de masa de baterías para las rutas estudiadas	58
4.6.1	Sevilla-Barcelona	60
4.6.2	Sevilla-Budapest	61
4.6.3	Sevilla-Estambul	62
4.6.4	Sevilla-Lisboa	63
4.6.5	Sevilla-Madrid	64
4.6.6	Sevilla-Milán	65
4.7	Observaciones	65
4.8	Costes	66
	Costes de adquisición	67
	Vida de la aeronave	67
	Costes de mantenimiento	67

<b>5</b>	<b>Análisis del consumo de combustible para un modelo tipo MEA del Boeing 787</b>	<b>69</b>
5.1	Integración en el sistema del 787	69
5.1.1	Sistema de distribución de potencia	69
5.1.2	Mejora de la eficiencia	71
5.1.3	Nuevo sistema SOFCPU	71
5.2	Masa total	72
5.3	Cálculos	72
<b>6</b>	<b>Análisis del rango para un modelo totalmente eléctrico del Fokker 70</b>	<b>75</b>
6.1	Ecuaciones de rango	75
2	Resultados	77
2.1	Sustitución del sistema convencional de propulsión por uno eléctrico	77
2.2	Reducción de un 20 % del coeficiente de sustentación nula	78
2.3	Aumento del envergadura del ala	78
2.4	Reducción de un 20 % del peso en vacío de la aeronave	78
2.5	Aumento de la densidad de energía de la batería	78
	<b>Conclusiones y líneas futuras</b>	<b>81</b>
	<b>Apéndice TABLAS I</b>	<b>83</b>
	<b>Apéndice TABLAS II</b>	<b>87</b>
	<i>Índice de Figuras</i>	89
	<i>Índice de Tablas</i>	91
	<i>Índice de Códigos</i>	93
	<i>Bibliografía</i>	95





# Notación

---

$e$	número $e$
$\text{sen}$	Función seno
$\text{tg}$	Función tangente
$\text{arc tg}$	Función arco tangente
$\frac{\partial y}{\partial x}$	Derivada parcial de $y$ respecto a $x$
$x^\circ$	Notación de grado, $x$ grados.
$dx$	Diferencial de $x$
$\leq$	Menor o igual
$\geq$	Mayor o igual
$R$	Rango
$C_L$	Coefficiente de sustentación
$v_\infty$	Velocidad de la aeronave
$E^*$	Densidad energética específica
$D$	Resistencia
$L$	Sustentación
$g$	Aceleración de la gravedad terrestre
$\eta$	Eficiencia
$m$	masa
APU	Auxiliary Power Unit (Unidad auxiliar de potencia)
nmi	Millas náuticas
$w$	Velocidad angular de la Tierra
$r$	Vector de posición
$t$	Tiempo
$V$	Velocidad absoluta del vehículo
$c$	Gasto másico del combustible
$V_g$	Velocidad relativa a la superficie terrestre
$F_T$	Fuerza propulsiva
$F_A$	Fuerza aerodinámica
$\gamma$	Ángulo de asiento de la velocidad
$\chi$	Ángulo de guiñada
$\mu$	Ángulo de balance
$\varepsilon$	Ángulo de ataque del empuje
$T$	Empuje
$\alpha$	Ángulo de ataque
$\rho$	Densidad
$W$	Peso

S	Superficie alar
MTOW	Maximun Take Off Weight (Peso máximo al despegue)
$C_T$	Consumo específico
OEW	Operating Empty Weight (Peso de operación en vacío)
h	Altitud
C	Capacidad de descarga de la batería
I	Intensidad de corriente
SOC	State of charge (Estado de carga)
DOD	Depth of discharge (Profundidad de descarga)
Li	Litio
S	Azufre
Zn	Zinc
O <sub>2</sub>	Oxígeno
P	Potencia
DC	Corriente continua
AC	Corriente alterna
ICAO	International Civil Aviation Organization
$H_P$	Coefficiente de hibridación de potencia
$H_E$	Coefficiente de hibridación de energía
EP	Electric Propulsion (Propulsión Eléctrica)
e	Energía específica de la batería
RFC	Regenerative Fuel Cell (Celda de combustible regenerativa)
AEA	All Electric Aircraft (Aeronave totalmente eléctrica)
MEA	More Electric Aircraft (Aeronave más eléctrica)
MEAAP	More Electric Architecture for Aircraft and Propulsion (Arquitectura y propulsión más eléctricas)
MEE	More Electric Engine (Motor más eléctrico)
SUGAR	Subsonic Ultra Green Aircraft Research
VTOL	Vertical Take Off and Landing
FAA	Federal Aviation Administration
SCEPTOR	Scalable Convergent Electric Propulsion Technology and Operations Research
LEAPtech	Leading Edge Asynchronous Propellers Technology
PEGASUS	Parallel Electric-GAS Architecture with Synergistic Utilization Scheme
STOL	Short Take Off and Landing
SFC	Specific fuel consumption
ACOC	Aircooled Oil Cooler
ISFD	In Flight Shut Down

# 1 Introducción

Hay varias razones para estudiar alternativas a los sistemas de propulsión tradicionales [28], especialmente los eléctricos. El crecimiento del transporte aéreo es claramente visible a lo largo de los últimos años, tal y como se aprecia en la figura 1.1. Este crecimiento conduce a un aumento del combustible quemado y a un fuerte impacto de la aviación en el medioambiente. La industria de la aviación (tanto la de operación como la de manufactura) está actualmente introduciendo nuevas tecnologías y formas de operación para reducir el consumo de combustible por vuelo en el orden de un 15-20%. Sin embargo, serán necesarios varios años para que las aeronaves tradicionales sean reemplazadas y, por otro lado, se seguirá produciendo un crecimiento de tráfico aéreo que llevará asociada tanto un incremento de la quema de combustible como de emisiones (fig 1.2).

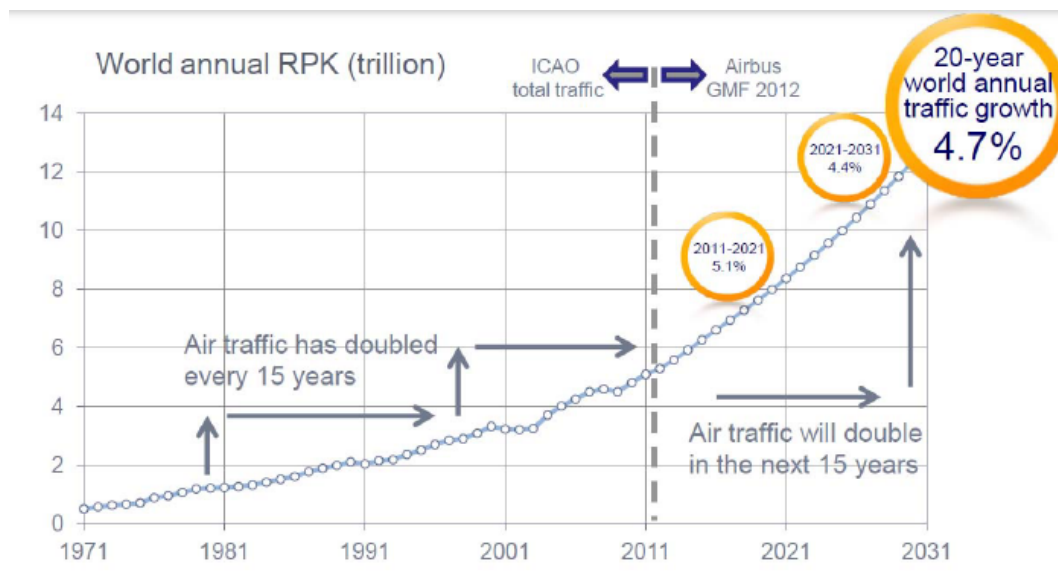
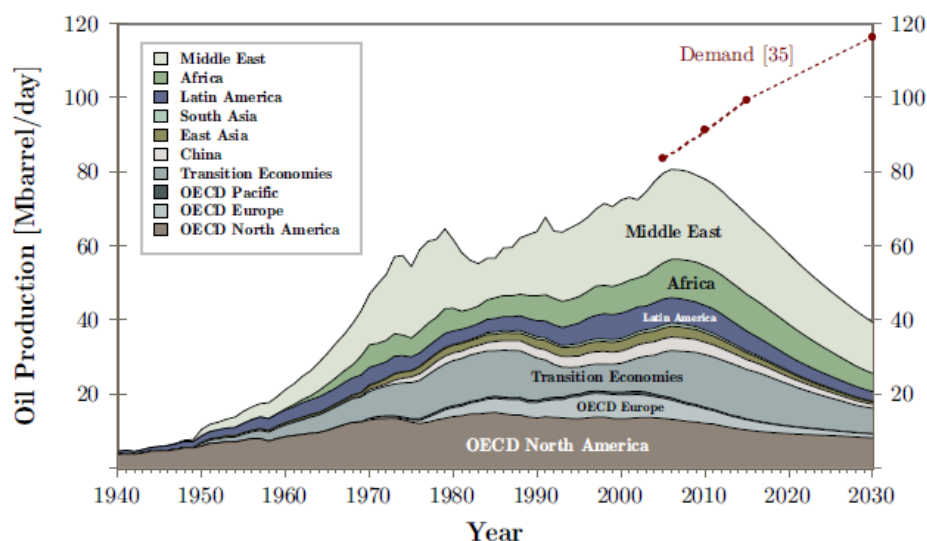


Figura 1.1 Crecimiento esperado del tráfico aéreo [28].

El principal motivo que suscita el interés del público es la necesidad de reducir el impacto ambiental. El mayor desafío está constituido por la generación “N+3”, que se espera entre en servicio a mitad de los 2030s. Entre sus objetivos se encuentra -55 dB de ruido en los alrededores de aeropuertos, -75% NO y -70% de quema de combustible respecto a la tecnología de 2006.

Además del problema de las emisiones y la contaminación se encuentra la realidad de que el combustible es limitado. Incluso aunque no se tenga una fecha certera para la que el combustible se acabe, los precios han estado aumentando a lo largo de los últimos años siguiendo



**Figura 1.2** Especulación de combustible requerido a nivel mundial [28].

una clara tendencia. Como se ha comentado antes, aunque se están investigando varias opciones, todo parece conducir a una apuesta por sistemas eléctricos. Presentan numerosas ventajas tales como una eficiencia excelente en las cadenas de conversión y que pueden ser considerados dispositivos con cero emisiones, permitiendo además funcionalidades muy avanzadas.

Aparecen así algunos conceptos centrados en la electrificación de los sistemas como el MEA (More Electric Aircraft) o aquellos centrados en la electrificación de los sistemas de propulsión MEE (More Electric Engine) (fig 1.3). Como representante del estado del arte es importante señalar el Boeing 787, que tiene un generador capaz de iniciar el motor de forma totalmente eléctrica, así como una distribución de potencia de alto voltaje. Se ha eliminado el sangrado de aire también, lo que incrementa la eficiencia y reduce el combustible consumido. Los buenos resultados obtenidos hacen que las nuevas tendencias se inclinen hacia aeronaves totalmente eléctricas, es decir, AEA (All Electric Aircraft).

La electrificación también hará posible nuevas formas de operación o arquitecturas de propulsión. Por ejemplo, el despegue y aterrizaje vertical VTOL. Otra perspectiva a modo de ejemplo es la de Uber, que lanzó su estudio “Elevate” en el que apuesta por aeronaves que permitan un transporte aéreo urbano dentro de las ciudades. Por motivos de coste y ruido no se apuesta por helicóptero.

Desde el punto de vista económico se pueden tratar dos aspectos: reducir los costes de operación de una misión frente a las aeronaves tradicionales y, por otro lado, nuevas opciones que darán cabida a la existencia de nuevos mercados (fig 1.4). Los costes de operación se pueden reducir: sustituyendo el combustible por electricidad, reduciendo los costes de mantenimiento o reduciendo el consumo total de energía.

Sin embargo, cabe decir que es mucho más sencillo introducir la propulsión eléctrica en los vehículos terrestres que en lo aéreos. Los vehículos terrestres no presentan inconvenientes frente a una masa adicional porque no se requieren sistemas de almacenamiento complejos ni interviene la mecánica de vuelo. Además, la distancia volada por los aviones suele ser bastante mayor y los protocolos de seguridad mucho más estrictos. Hay que señalar también que las aeronaves actuales son muy eficientes desde el punto de vista de la quema de combustible por carga de pago y distancia.

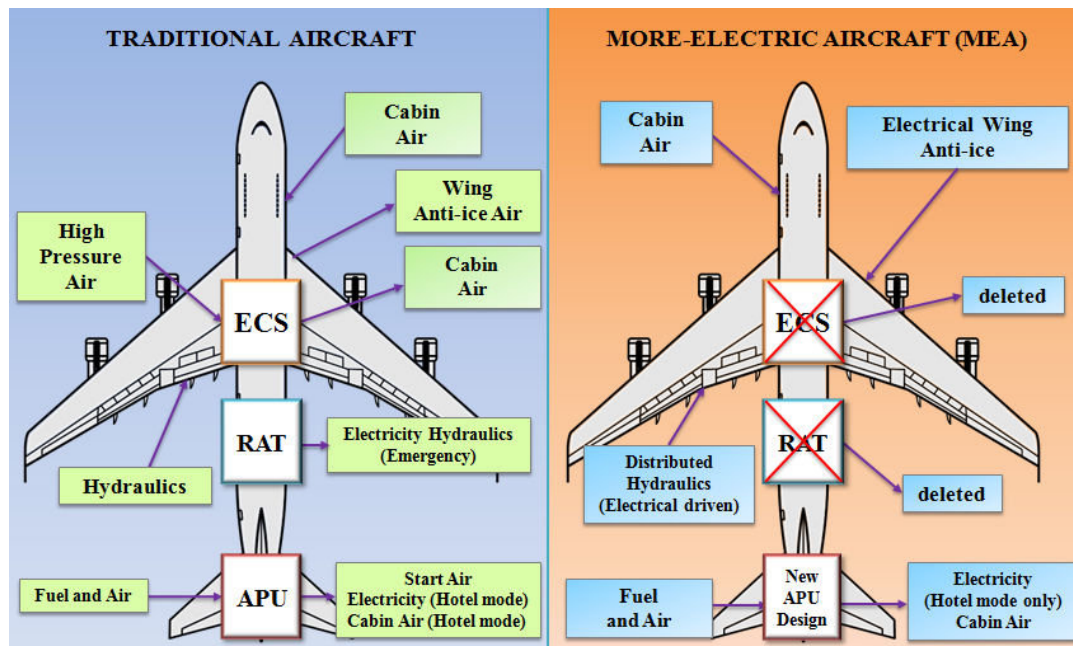


Figura 1.3 Comparación de una aeronave convencional frente a una tipo MEA [11].

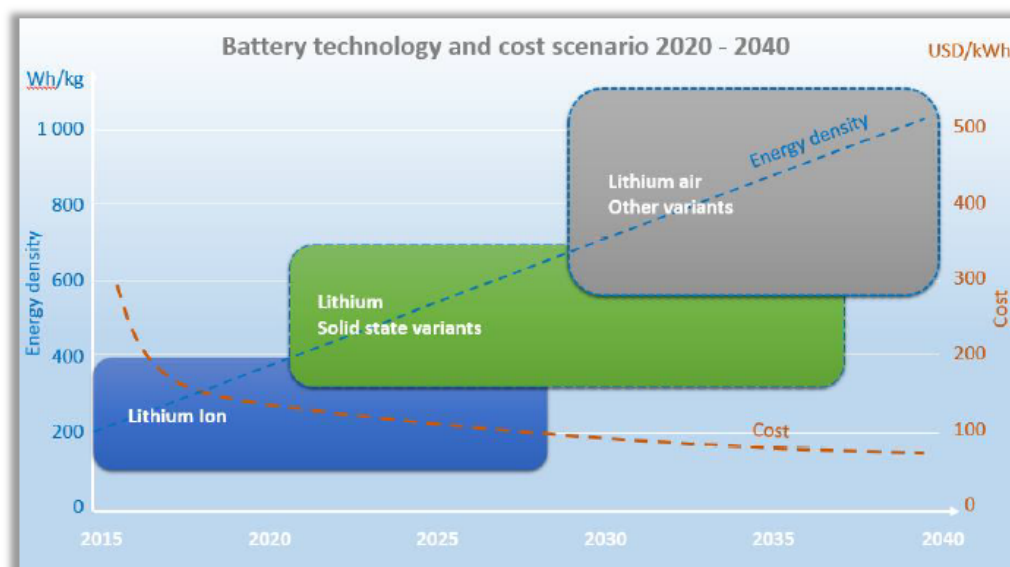


Figura 1.4 Escenario de tecnología de baterías y costes para los años 2020-2040 [29].

Todos estos inconvenientes hacen que no sea una tarea fácil desarrollar los nuevos conceptos de sistemas de propulsión en la aviación, pero es necesario que se estudien las limitaciones físicas de usar energía eléctrica en las aeronaves para su posible futuro desarrollo.

## 1.1 Estado del arte y futuros proyectos

Al menos 17 aeronaves tripuladas eléctricas han volado desde 2000, tres de las cuales se encuentran disponibles como productos comerciales. Dos demostradores se espera que vuelen en 2020.

Existen numerosos conceptos bajo estudio (desarrollados tanto por las industrias como por los gobiernos) centrados en desarrollar tecnología más avanzada y electrónica de alta potencia. En esta sección se examinan tanto los estudios como futuros proyectos de las principales firmas, realizándose desde el ámbito de aeronaves comerciales de pasajeros, ligeras deportivas y dirigidas al transporte urbano. Para mayor información ver apéndice TABLAS I.

### 1.1.1 Aeronaves comerciales

Desarrollar, certificar y producir grandes aeronaves comerciales requerirá una organización muy competente con personal con experiencia y recursos financieros. Se necesitarán también proveedores fiables. Este hecho hace que las principales industrias tengan un papel muy importante en la electrificación de las aeronaves comerciales para el transporte, en concreto para las de gran tamaño. A pesar de que estos argumentos apunten a empresas ya consolidadas, debido al uso de nuevas tecnologías también pueden aparecer nuevas compañías especialistas en ellas. Ahora se realiza un breve repaso a cada una de las principales firmas y a su aportación en el desarrollo de aeronaves eléctricas.

#### Boeing

La empresa está desarrollando varios proyectos que conducen a la electrificación de las aeronaves. Una de las primeras inversiones de Boeing HorizonX [7] (el brazo de riesgo de la compañía) ha sido Zunum Aero, un startup que se encuentra desarrollando aeronaves híbridas regionales. Actualmente está trabajando con un modelo de 12 pasajeros de acuerdo a la normativa de la Parte 23 esperada para 2020.



**Figura 1.5** Aeronave SUGAR VOLT Boeing [8].

Otro proyecto relacionado con la electrificación es el SUGAR Volt [8]. El SUGAR (Subsonic Ultra Green Aircraft Research) comenzó como un brainstorm sobre diseños de aviones futuros más amigables con el medio-ambiente. El concepto está basado en una propulsión híbrida llevada a cabo por sistemas con numerosas nuevas tecnologías que permiten reducir la resistencia y



los consumos de energía. Incluye varias fases: una con tecnología actual (SUGAR free), uno con la configuración tradicional con la tecnología de 2030 (SUGAR High), uno similar, pero añadiendo apoyos en las alas (SUGAR High), una configuración con cuerpo de ala (SUGAR Ray) y una versión del SUGAR High con propulsión híbrida eléctrica (SUGAR Volt, fig 1.5). Se espera una reducción en el consumo del combustible de un 70 % y menor ruido. Las nuevas tecnologías se han proyectado para la franja de tiempo entre 2030-2040.

### Airbus

La compañía está trabajando de forma ambiciosa en una variedad de proyectos para la electrificación del espacio, que va desde drones no tripulados o taxis aéreos hasta aeronaves comerciales de pasajeros. Expresando sus intereses e intenciones en la propulsión eléctrica, Airbus incluye en su web “La propulsión eléctrica e híbrida son las tecnologías más prometedoras que deben ser desarrolladas para el transporte, con una actuación ambiental mejorada que depende en menor medida de combustibles fósiles y usa la energía de forma más eficiente. Esa es la razón por la que Airbus está invirtiendo en una investigación constante dedicada a desarrollar todas las tecnologías necesarias para hacerlo realidad” [1].



**Figura 1.6** Aeronave E-FAN X Airbus [1].

Uno de los proyectos de Airbus comenzó en Mayo de 2015 y es conocido como A cubo [5].

Uno de sus resultados es el VTOL Vahana [20], que será explicado posteriormente. E-Fan X [2] es otra de las actividades, seguida por varios años de desarrollo y pruebas del prototipo de un asiento E-Fan (fig 1.6). La compañía ha conseguido la electrificación de aeronaves mayores, que esperan ser probadas en 2020. En Noviembre de 2017, Airbus anunció que está colaborando con Rolls-Royce y Siemens para desarrollar nuevos prototipos, que la firma acuerda que supondrán un avance significativo en la propulsión híbrida de sistemas eléctricos.

**Tabla 1.1** Parámetros técnicos de los aeronaves de Zunum Aero [21].

Datos	Zunum ZA10	Zunum ZA50
Asientos	12	48-60
Máxima potencia propulsiva (MW)	1.0	4.5-5.2
Velocidad de crucero (km/h)	500	700
Consumo de energía de la batería (KWh/asiento/km)	0.12	0.10
MTOW	5 136	22000-27000
Máximo peso de baterías	688	3.470
Máximo peso de combustible	590	2.050
Rango eléctrico/híbrido con baterías de 500 Wh/kg	175/1160	250/1300
Rango eléctrico/híbrido con baterías de 900 Wh/kg	330/1350	450/1600

### Zunum Aero

Zunum [21] expresa que su misión es establecer la aviación eléctrica como el modo primario de transporte en distancias cortas. Para conseguirlo, está desarrollando una aeronave híbrida con una optimización de rango. Esta aeronave consta de 12 asientos y se esperan conseguir 700 millas a principios de los 20 y 1500 millas sobre 2035. La tecnología híbrida está madurando a través de ciclos de prototipos, progresando desde prototipos en tierra hasta un test de vuelo programado para 2020. En 2040 espera reemplazar a los sistemas de transporte tradicionales en rangos corto-medio, reduciendo un 50 % de las emisiones de la aviación comercial. Se espera liberar también los aeropuertos principales y crear otros secundarios que puedan colocarse en mejores lugares. También está desarrollando algunos componentes claves como motores y convertidores de potencia, fans silenciosos y de baja presión, sistemas térmicos y sistemas de baterías integrados en el ala. También se encarga de la regulación aérea como miembro de la FAA [14]. En la tabla 1.1 se muestran algunos valores característicos de las aeronaves desarrolladas por esta compañía.

### Wright Electric

Wright Electric es una compañía fundada en 2016 cuya meta es que todo vuelo de corto alcance tenga cero emisiones en los próximos 20 años. La compañía pretende construir una aerolínea diseñada para vuelos entre localidades cercanas. Está tratando de comercializar el concepto de ESAero [13] ECO-150. Utiliza una arquitectura turboeléctrica, con 15 fanes integrados en el ala. Esta configuración proporciona sustentación inyectada y es estructuralmente eficiente.

Ha acordado con Easy-Jet diseñar una aeronave de 186 pasajeros con propulsión distribuida.

La compañía espera que la aeronave tenga un alcance de 540 km con baterías de 500Wh/kg.

### Eviation

Ha creado un proyecto ambicioso beneficiándose de los nuevos materiales compuestos más ligeros, un nuevo diseño de aeronaves y una propulsión totalmente eléctrica. Presenta un proyecto, llamado Alice [3], que consiste en un avión de 9 pasajeros que emplea propulsión distribuida con una hélice principal en la cola y dos hélices en las alas para reducir la resistencia, creando así redundancia, mejoras en la eficiencia, mayor estabilidad y mitigación de la turbulencia. Se pretende que la aeronave tenga un peso de 350kg y 900 kWh de baterías. La compañía ha volado un modelo a escala no tripulado con 350 kg y 5m de envergadura (fig 1.7). Incorpora un motor de Siemens, celdas de batería de Kokam, aviónica de Honeywell, tren de aterrizaje de Magnaghi y hélices de Hartzel.

Se espera que Alice realice su primer vuelo en 2019. La compañía pretende alcanzar la categoría FAR 23 (19 pasajeros) basándose en un modelo similar a Alice, haciéndolo



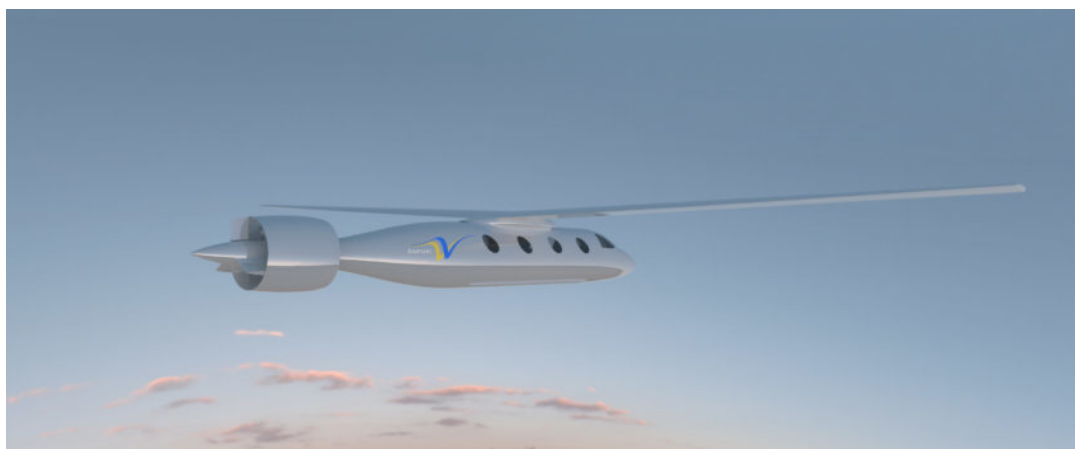


**Figura 1.7** Aeronave Alice Eviation [3].

simplemente un poco mayor. Para una versión mayor aún como FAR 25 el diseño de la aeronave deberá ser diferente.

#### **Ampaire**

Ampaire [4] es una compañía que trabaja en un Proyecto sobre propulsión totalmente eléctrica con un diseño único y avanzado, usando ventaja de los avances en aerodinámica. Se pretende realizar el primer vuelo en 2019. Su nueva aeronave llamada TailWind (fig 1.8) será introducida comercialmente a mediados de los 20. Se estudian dos alternativas de propulsión. La primera de ellas es la TailWind-e, alimentada por un sistema de propulsión totalmente eléctrico diseñado para maximizar la eficiencia. El segundo de ellos es el TailWind-H, una versión híbrida de la aeronave, diseñada para vuelos de rango mayor.



**Figura 1.8** Aeronave Tailwind Ampaire [4].

Dentro de los proyectos de investigación se ha propuesto una aeronave capaz de transportar

entre 4 y 6 personas en 500km en dos horas entre ciudades cercanas. Se utiliza una propulsión eléctrica distribuida y un replanteamiento del diseño de la aeronave respecto a las anteriores. Dentro de la línea de trabajo de este programa, Ampaire permite que las tecnologías sean ensambladas y probadas. Se han realizado simulaciones en ordenador y validaciones en el túnel de viento con resultados positivos, de forma que se espera que en 2025 sea la fecha final. Se quiere escalar a una aeronave de tipo regional basada en los mismos principios, ofreciendo una capacidad de 50 a 80 asientos y un rango de 1000km para aproximadamente 2040. Algunas de las ventajas que incorpora son distancias cortas para despegues y aterrizajes, con motores teniendo conductos de aire que aumentan la sustentación a bajas velocidades, de forma que 200 metros serían suficientes para una pista de aterrizaje.

Otras ventajas son la estabilización de la aeronave a través de la gestión del empuje, mejora en la seguridad del vuelo gracias a la redundancia con varias unidades de propulsión, potencia que podría estar distribuida entre celdas de combustible y batería y reducción de las pérdidas energéticas asociadas a la fricción entre otras.

### **NASA**

La NASA actualmente está trabajando con cuatro conceptos diferentes que se mueven en una amplia gama de potencias. El más desarrollado de ellos es SCEPTOR (Scalable Convergent Electric Propulsion Technology and Operations Research) [25] lanzado en 2014. Este proyecto pretende conseguir grandes niveles de potencia y propulsión distribuida. Es muy cercano al también concepto de la NASA LEAPtech (Leading Edge Asynchronous Propellers Technology) [24] que introduce pequeñas hélices a lo largo del borde del ala. La misión es reducir la resistencia aumentada la carga del ala en crucero 2.5 veces. Esto se consigue aumentando enormemente el coeficiente de sustentación máximo a través de sustentación inyectada, evitando la necesidad de complejos y pesados sistemas multielementos de flaps.

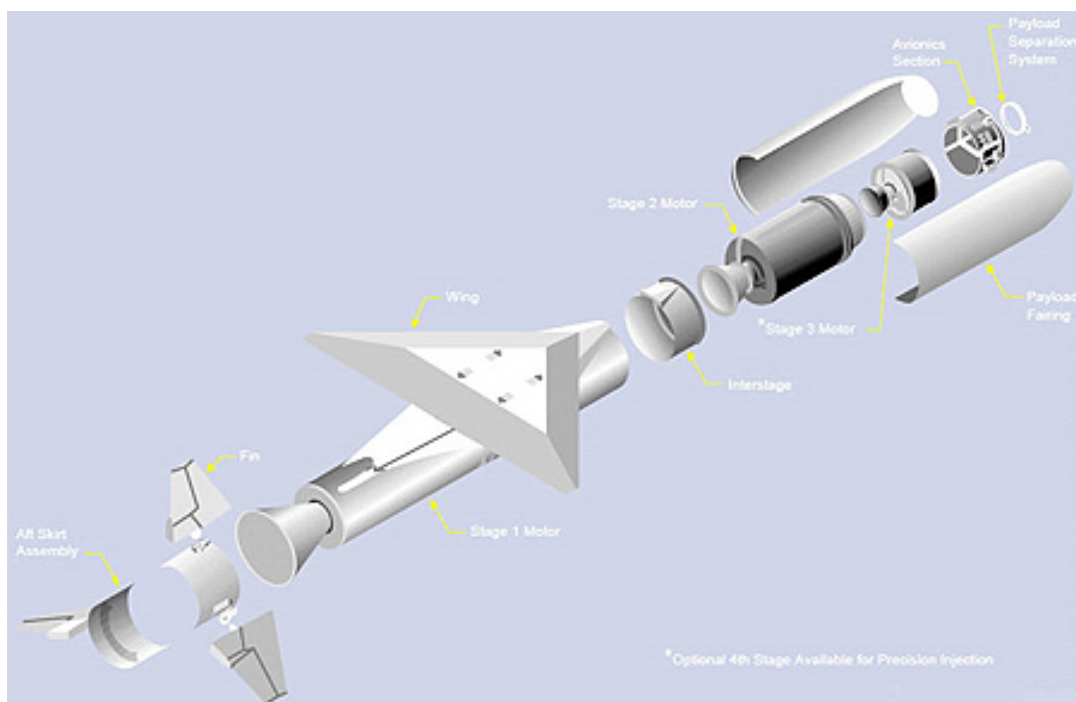
La primera fase consistió en montar el modelo de LEAPtech en el ala. No resultó satisfactorio en producir los datos necesarios para la comparación y validación de la propulsión distribuida, apareciendo un empuje inesperado y asimetría en el consumo de potencia a mismas velocidades. La segunda fase pretende reemplazar los motores de combustión Tecnam por motores eléctricos, alimentados por baterías de ión-litio almacenadas en el fuselaje. La fase 3 reemplaza el almacenamiento del ala por unas alas de fibra de carbono y propulsores distribuidos a lo largo del ala, lo que dará a un aumento de la carga del ala y momentos de guiñada incontrolables debido a la posición de los propulsores.

El N3-X (fig 1.9) es la aeronave de mayor tamaño sobre la que se han realizado estudios sobre el transporte en aeronaves eléctricas. Dispone de una propulsión distribuida turboeléctrica a través del borde del ala, derivado del estudio de NASA/Boeing CESTOL. Luego el estudio se ha mejorado consiguiendo reducciones de peso y de emisiones de ruido. Rolls Royce y la Universidad de Starthclyde han colaborado en el ámbito de los sistemas eléctricos y el análisis de la seguridad de sistemas de alta potencia y superconductores [26]. Se basa en tecnología muy avanzada consiguiéndose una mejora en el consumo de combustible del 70 %; la parte atribuida a la propulsión eléctrica es de un 20 %. Se requieren valores de potencia del orden de 50MW, que requerirá componentes eléctricos superconductores y los subsistemas criogénicos asociados, por lo que se introducen numerosos riesgos y se espera sea posible en 2040.

Debido a las altas barreras tecnológicas del N3-X, la NASA pensó en desarrollar un nuevo concepto que fuera alcanzable a más corto plazo. Esto derivó en el concepto STARC-ABL, que añade un propulsor en la cola a una configuración típica con con turbofans bajo el ala. A diferencia que la mayoría de las arquitecturas turboeléctricas no se incluye un turbogenerador; la potencia para el propulsor eléctrico es generada a partir de los turbofans. Se produce un 9.4 % de ahorro de combustible.



**Figura 1.9** Aeronave N3-X NASA [26].



**Figura 1.10** Aeronave PEGASUS NASA [30].

El cuarto y más novedoso concepto de la Nasa en propulsión eléctrica es PEGASUS (Parallel Electric-Gas Architecture with Synergistic Utilization Scheme) [30]. PEGASUS (fig 1.10) se ha diseñado para misiones entre 200-400 millas náuticas voladas por turbopropulsores. Incluye dos turbopropulsores con estructura híbrida paralela en la punta de ala, dos motores eléctricos a la mitad con sus respectivas hélices y otro en la cola. Las hélices situadas en la cola se espera que se beneficie de la ingesta de la capa límite en el fuselaje. El concepto incluye hélices en la punta de las alas para reducir los descensos debido a los vórtices de punta de ala, con una mejora de la eficiencia propulsiva de un 18 %.

### 1.1.2 Proyectos de investigación

Existen cientos de universidades y organizaciones de investigación implicadas en actividades relacionadas con la propulsión eléctrica. La razón de esto es el entusiasmo por las nuevas posibilidades y diseños permitidos gracias a la utilización de motores eléctricos. Algunos de los principales proyectos de investigación se muestran a continuación.

#### Ce-Liner

Este nuevo concepto tiene un rango de 1667 kilómetros, una altitud de crucero de 10 kilómetros y una velocidad de crucero de 808 km/h. La capacidad se sitúa entre los 140 y 233 pasajeros. La organización dice sobre la idea que “Lo más novedoso de Ce-Liner reside en su sistema de propulsión totalmente eléctrico” [9].

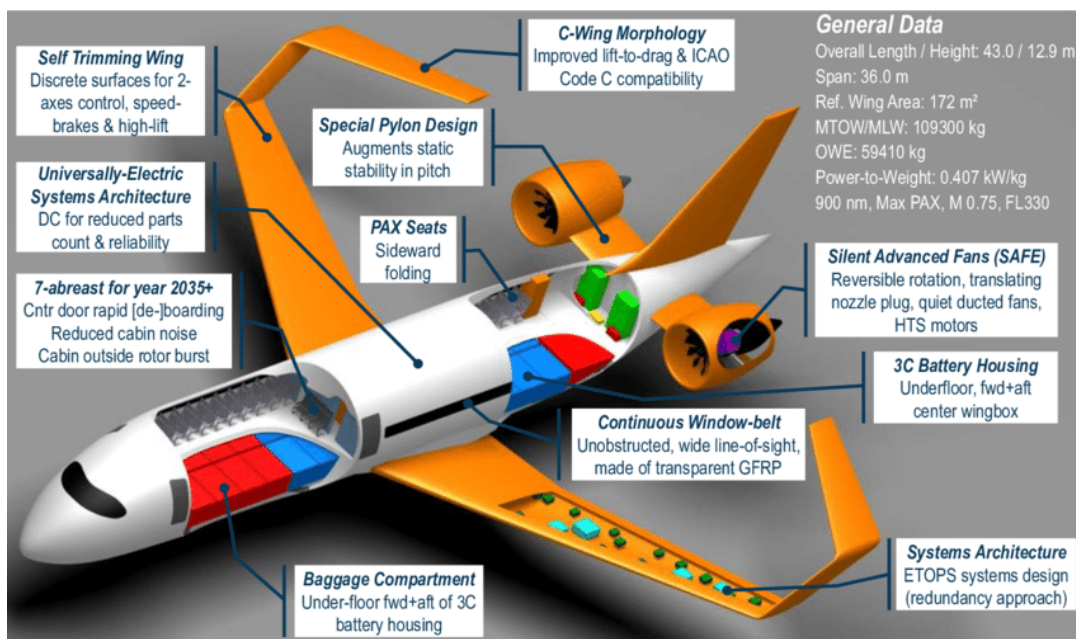


Figura 1.11 Aeronave Ce-Liner [9].

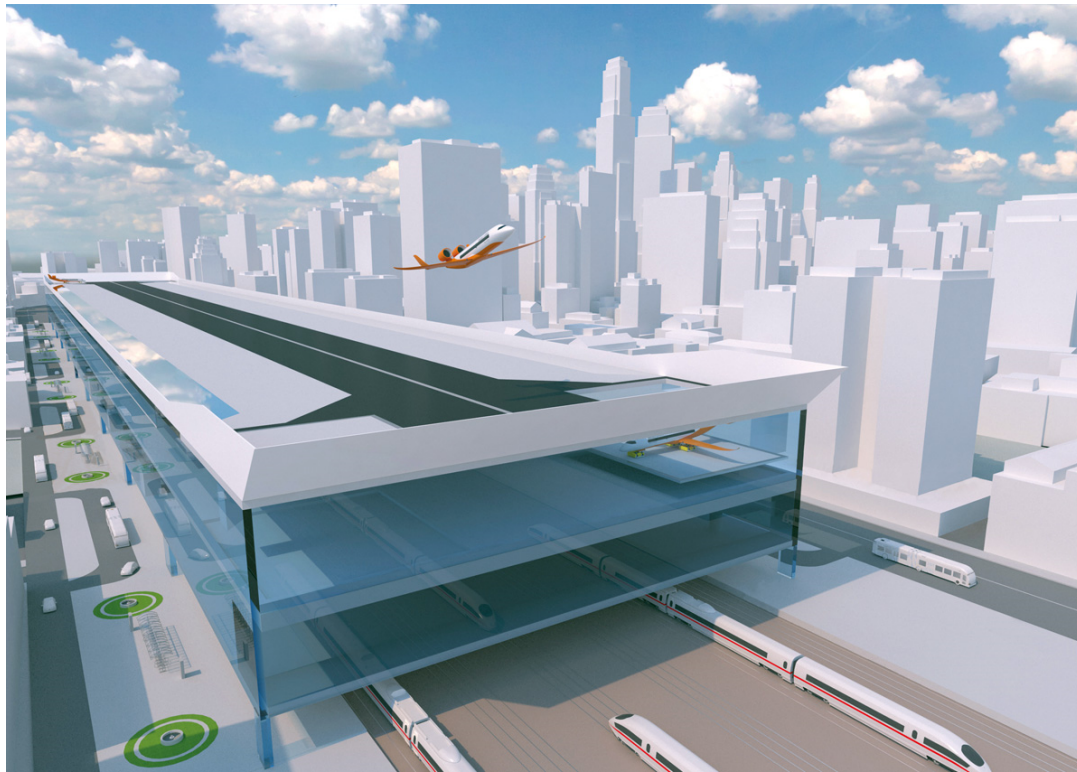
Sus dos fans son dirigidos por motores eléctricos superconductores de alta temperatura alimentados a través de sistemas universalmente eléctricos con energía de baterías avanzadas de ión-litio” (fig 1.11). La densidad de energía requerida se estima que sea 2000 Wh por kilogramo (unas 8-10 veces mayor que la tecnología actual). Las baterías se encontrarán en recipientes adaptados.

#### Centairstation

Otro concepto interesante es la utilización del espacio sobre estaciones de tren para aeropuertos de vuelos cortos dentro de la ciudad [10]. Tiene implícito la combinación con



las nuevas aeronaves de bajo ruido con STOL (short take off and landing).



**Figura 1.12** Diseño del proyecto Centairstation [10].

La organización describe el concepto como sigue “La CentAirStation con una longitud de 640m y una anchura de 90 m consiste en al menos cuatro plantas”, cada una con su plataforma para un tránsito eficiente de pasajeros (con sus respectivos ascensores y escaleras). El tiempo de procesamiento es muy pequeño, ya que los pasajeros que vayan a salir necesitan sólo 15 minutos entre que llegan al aeropuerto y sale su vuelo. Esto es consecuencia de la verticalidad del diseño del edificio. Los pasajeros que lleguen podrán salir del edificio 10 minutos después de que salgan de la aeronave (fig 1.12).

### **Citybird**

Se trata de un concepto de transporte urbano. Citybird (fig 1.13) ha sido especialmente diseñado para operaciones dentro de las ciudades. La alta densidad de población y el espacio disponible limitado pone altos requisitos en la protección de ruido, seguridad y la capacidad de despegues y aterrizajes cortos (STOL). Además, la aeronave debe ser lo suficientemente rápida y eficiente como para conseguir 4 horas de operación. Las operaciones convencionales de los aeropuertos no se verían afectadas. La larga lista de especificaciones plantea la mayoría de retos para la aeronave el diseño, debido, entre otros, al uso de nuevas tecnologías, una configuración con motores situados sobre el ala, pequeños trenes de aterrizajes y sistemas de alta sustentación a lo largo de la envergadura del ala.

### **1.1.3 Transporte aéreo urbano**

El área de las aeronaves para transporte aéreo o taxi aéreo están ocupando una fuerte posición en el mundo aéreo. Se están diseñando actualmente más de 70 proyectos para vehículos de 1 a 4 pasajeros que tendrán rangos de unos 100 km empleando despegue y aterrizaje vertical. Los proyectos han sido infundidos por empresas aéreas y de automoción. La mayoría de los estudios



**Figura 1.13** Aeronave Citybird [10].

están basados en vuelos autónomos, pero otros parecen indicar que los primeros vuelos se realizarán con pilotos.

#### **Uber Elevate**

Su meta es establecer un transporte individual, de bajo coste, urbano y por aire (fig 1.14). Sus características son: cuatro asientos, totalmente eléctrico, despegue vertical y 258 km/h en un rango de 100 a 160 km. El vehículo aéreo requerirá altas medidas de seguridad como el resto de aeronaves. En un segundo paso, el Uber Elevate [12] volará de forma autónoma. Sin embargo, no pretende desarrollar su propio vehículo, contando para ello con el apoyo de otras grandes firmas. En abril de 2017, Uber llevó a cabo una exitosa conferencia con otras compañías como Bell Helicopter, Embraer, GE, Boeing, AIRBUS, Siemens, Honda y Mercedes.

#### **VAHANA**

Es una aeronave mono-asiento (fig 1.15), totalmente eléctrica con despegue vertical diseñada por Airbus. Tiene una configuración en tándem, donde tenemos cuatro velocidades variables, cuatro hélices montadas en las alas principal y trasera [20]. Las hélices y las alas se inclinan hacia arriba durante el despegue vertical y se repliegan para el crucero. El prototipo usó motores de 45 kW y baterías de litio y polímeros. La versión actual de Vahana tiene un único asiento diseñado para servicios de taxi o vuelos autónomos. El primer vuelo no tripulado totalmente autónomo tuvo lugar en enero de 2018, alcanzando 20 pies de altitud y sobrevolando 1 minuto. Para 2020 se espera tener un prototipo con dos vehículos y que sea certificable.

#### **1.1.4 Transporte ligero deportivo**

Gran parte del desarrollo de las actividades para aeronaves eléctricas se realizan en el segmento de la Aviación General/Deportiva Ligera/Aeronaves de Entretenimiento. Este





Figura 1.14 Aeronave Uber [12].

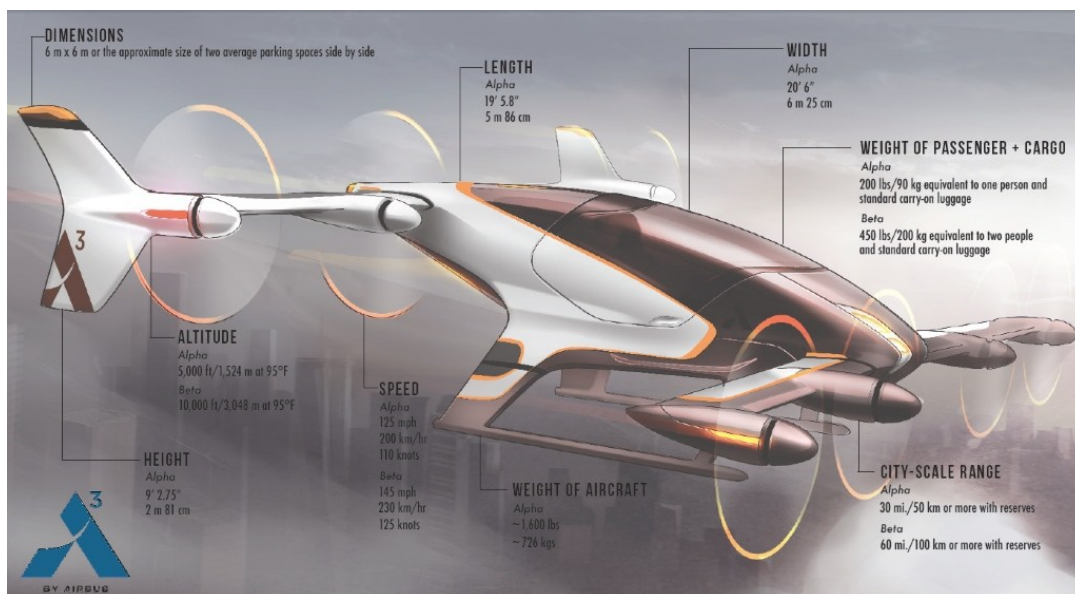


Figura 1.15 Aeronave VAHANA Airbus [20].

segmento permite más diseños experimentales y sirve como una plataforma ideal para testear a pequeña escala. No sólo sirve como campo de pruebas, sino que dispone de la primera aeronave totalmente eléctrica en serie en el mercado desde 2017: el modelo Alpha Electro de Pipistrel, que ha conseguido el primer paso en el campo de la certificación.

### Pipistrel

Pipistrel se fundó en 1987 y hoy día tiene 150 trabajadores. Produce 1700 aeronaves diferentes, que van desde alas delta hasta aeronaves ligeras. Ha recibido numerosos premios por innovación y busca continuamente nuevas soluciones a través de un equipo de investigación y desarrollo que se concentra en una aeronave amigable con el medio ambiente. Se encarga de todos los aspectos relacionados con aeronaves totalmente eléctricas, como los diseños de motores, baterías y electrónica de potencia. Pipistrel comenzó una importante producción [18] en 2017 del

Alpha Electro avión eléctrico con dos asientos (fig 1.16), con más de 35 ya producidos y más por encargo.



**Figura 1.16** Aeronave Alpha Electro Pipistrel [18].

Además, una nueva aeronave de cuatro asientos, llamada Panthera [17], está en desarrollo y en proceso de certificación, que dispondrá de un motor de combustión y posteriormente de uno híbrido o un sistema de propulsión puramente eléctrico. La cadena de potencia será de 200kW, apoyada por una batería y un generador. La opción híbrida proporciona ruido bajo, despegues totalmente eléctricos y aterrizajes, corto alcance, ascensos con alta potencia y baja resistencia para vuelos de rango mayor. El objetivo que se pretende lograr es cubrir 400km con un vuelo sin emisiones con el bajo coste debido a la potencia eléctrica. Gracias a la futura tecnología de baterías será posible incrementar el rango.

#### **Aero Electric Aircraft Corporation**

Esta compañía estadounidense se formó en 2014. La compañía ha desarrollado una aeronave de dos asientos con un motor de 80 kW y con la intención de ser lanzada al mercado en breve para que sirva a la Aviación General y a escuelas de vuelo [19]. Se consiguen vuelos limpios basados en energías renovables. La primera aparición pública fue en Mayo de 2016. Sun Flyer (fig 1.17) está hecha a base de materiales compuestos, con largas alas que posibilitan disponer de celdas solares en las alas, baterías de ión-litio y un motor eléctrico. La compañía también dispone de un modelo de cuatro asientos que actualmente se está desarrollando con 130 kW de propulsión.





**Figura 1.17** Aeronave Sun Flyer AeroElectric [19].



## 2 Aeronaves eléctricas desde la perspectiva de los sistemas

---

El concepto de aeronave eléctrica aparece por primera vez durante la Segunda Guerra Mundial, sin embargo, la escasa tecnología disponible no permitió que se desarrollara. Durante esta época, el uso de energía eléctrica estaba limitado prácticamente a los sistemas de iluminación, radio y arranque de motores.

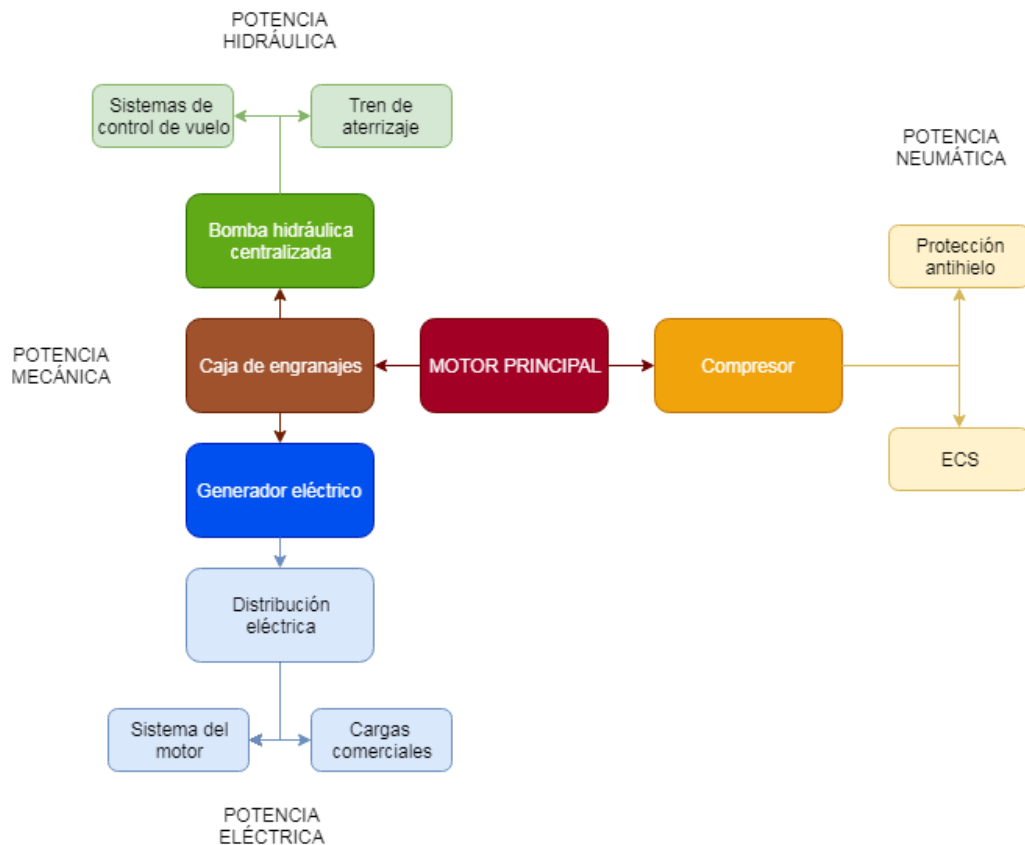
En los últimos años, el tráfico aéreo ha crecido enormemente, así como la concienciación de los graves problemas medioambientales relacionados con las emisiones. Además, se han buscado nuevas formas de optimizar la utilización del combustible. Todas estas necesidades se han pretendido satisfacer empleando nuevas tecnologías de generación, distribución y consumo de energía, enfocado en el ámbito eléctrico. Es así como ha aparecido el concepto “All Electric Aircraft” (AEA). Con diseños eléctricos más avanzados, AEAs pretenden electrificar los sistemas de las aeronaves en las que son empleados los actuadores tradicionales a la vez que se optimiza la gestión de energía y potencia [31].

### 2.1 El concepto More Electric Aircraft

La arquitectura presente en las aeronaves ha ido variando a lo largo de los años debido a los avances que han ido apareciendo y a las nuevas tecnologías empleadas. Tradicionalmente, la potencia distribuida en la aeronave para hacer funcionar los sistemas se podía ubicar en cuatro grandes grupos [23] (neumática, eléctrica, hidráulica y mecánica). Sin embargo, a pesar de ser las más empleadas, no son las que presentan mejores prestaciones en cuanto a rendimiento, fiabilidad o ciclo de vida. Se presenta a continuación una breve descripción de los sistemas tradicionales de potencia [36] y se muestran una figura (2.1) y una serie de valores típicos (tabla 4.29).

**Tabla 2.1** Potencia generalizada Consumida por los principales sistemas eléctricos del avión para un A330 [23] .

Sistema Eléctrico	Máximo consumo de potencia en kW
Aire Acondicionado	500
Protección Anti-hielo y lluvia	250
Sistemas de cabina	100
Arranque de motores	300
Tren de aterrizaje	50
Controles de vuelo	150



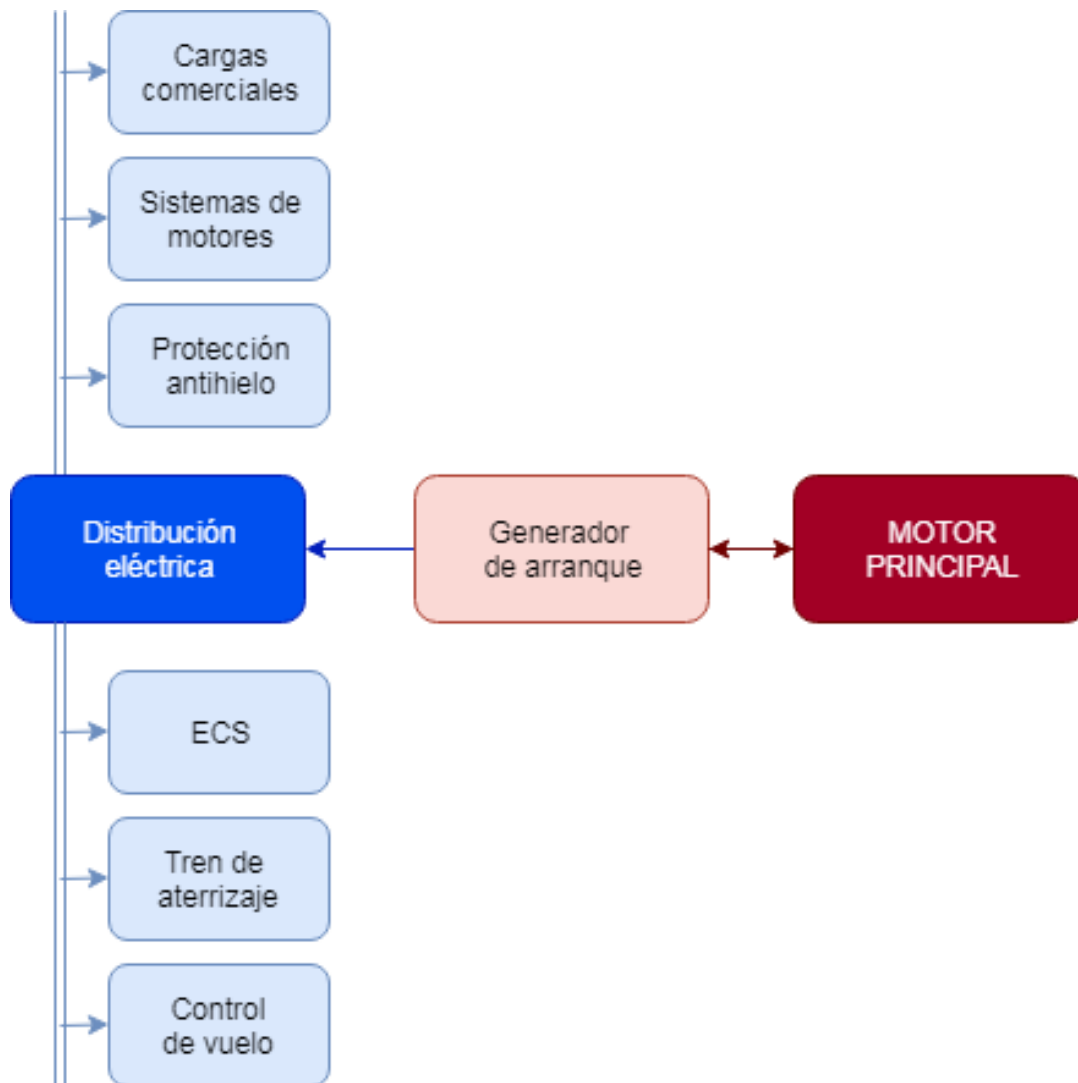
**Figura 2.1** Arquitectura de una aeronave tradicional.

Ahora se detallan las diferentes formas de potencia que se encuentran en la arquitectura convencional de aeronaves:

- Neumática: empleada para la presurización, sistema antihielo y aire acondicionado. Se extrae aire de los compresores de alta presión.
- Mecánica: empleada en las bombas de combustible y aceite, transfiriéndose de los motores a las diferentes bombas y otros subsistemas.
- Hidráulica: empleada en las superficies de control de vuelo, tren de aterrizaje, sistema de frenado y diferentes sistemas auxiliares.
- Eléctrica: empleada en la aviónica, sistemas de entretenimiento y sistemas de iluminación. Típicamente se emplean 115 Vac a 400 Hz para cargas con alta potencia y 28 Vdc para cargas alimentadas por baterías o aviónica.

Dada la gran cantidad de nuevas tecnologías desarrolladas (celdas de combustible, motores más avanzados, sistemas electrificados) aparece la idea, cada vez más arraigada, de un uso de mayor potencia eléctrica en aeronaves. Así es como surge por primera vez el concepto de MEA ("More Electric Aircraft"). La diferencia entre MEA y AEA reside en la cantidad de sistemas electrificados de los que dispone cada una de ellas, pero las bases son idénticas.

Estos sistemas introducen grandes mejoras, tales como menor complejidad, menores costes de mantenimiento, mayor fiabilidad, detección de fallos, y ahorro de peso y volumen. También se han conseguido otras mejoras tales como una reducción en las emisiones (sobre todo del óxido de nitrógeno), una alta eficiencia debida a las nuevas tecnologías, reducción del combustible consumido y una reducción notable de ruido. Se muestra a continuación una imagen correspondiente a la arquitectura de este tipo de aeronaves.



**Figura 2.2** Arquitectura de una aeronave tipo MEA.

Cada uno de estos subsistemas va a trabajar con cargas eléctricas diferentes, por lo que serán necesarios diferentes suministros de potencia que no provendrán de los generadores principales. Como consecuencia se producirá un aumento de la corriente o de la tensión. Es fundamental que este aumento se produzca para la tensión, de otra manera, un aumento de corriente implicaría cableado con mayor sección, y por tanto un añadido de peso importante a la aeronave (que es un parámetro crítico). Las futuras aeronaves necesitarán emplear sistemas de energía multinivel de voltaje CC y sistemas de CA. Todos los detalles que se han mencionado conducen a que las aeronaves tipo MEA y AEA sean consideradas la nueva generación de aeronaves. El principal reto que se ha de satisfacer es la alta demanda de potencia que requieren sus arquitecturas, siendo necesario tanto componentes que conviertan distintos tipos de energía como componentes que transformen el voltaje a los diferentes niveles necesarios. Una de las aeronaves que consolida a la perfección el concepto MEA es el Boeing-787, sin embargo, los estudios recientes pretenden alcanzar el siguiente nivel formado por aeronaves totalmente electrificadas, que será explicado con detalle en la siguiente sección.

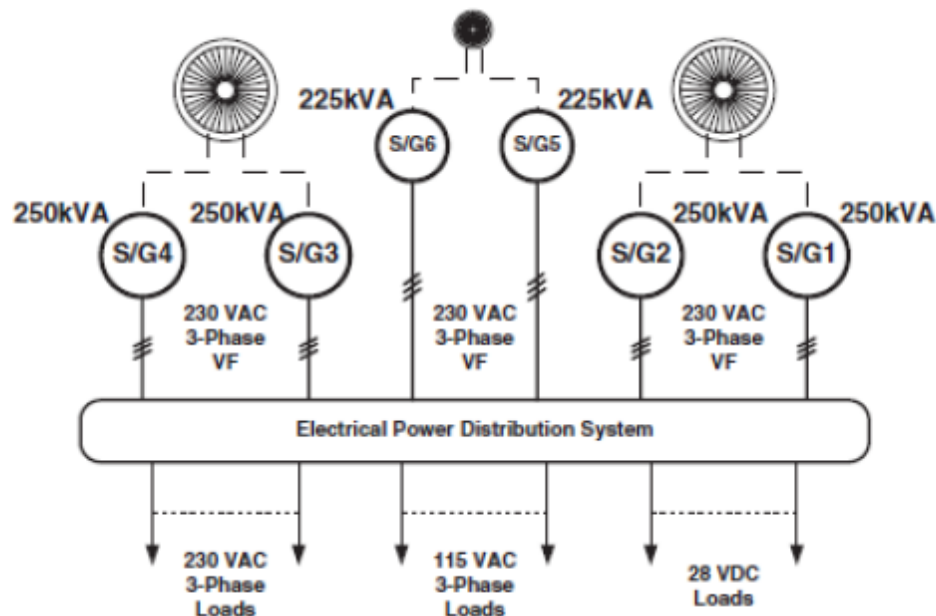


Figura 2.3 Distribución de potencia eléctrica del Boeing787 [27].

## 2.2 Aeronaves con sistemas totalmente eléctricos

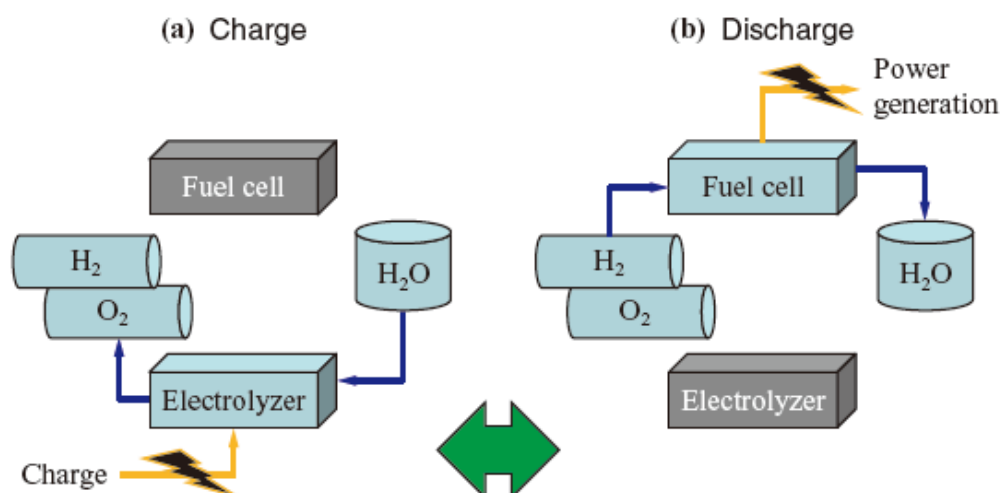
En esta sección se muestran algunos de los sistemas y mejoras que se pretenden incluir en aeronaves totalmente eléctricas. Se incluyen varias propuestas de IHI [31] para el proyecto MEAAP (more Electric Architecture for Aircraft and Propulsion), que trata de mejorar la seguridad, los problemas ambientales y beneficios económicos gracias a una gestión eficaz de la potencia eléctrica y de los problemas térmicos en aeronaves.

### 2.2.1 Sistema de celdas de combustible regenerativo (RFC)

En aeropuertos muy transitados, el avión debe permanecer en espera en múltiples ocasiones, lo que implica repetidas aceleraciones y deceleraciones de los motores. Con el fin de minimizar el consumo innecesario de combustible durante estos retrocesos y taxis se están investigando sistemas eléctricos que permitan obtener grandes avances en la eficiencia. Una de las líneas de investigación más atractivas es la basada en celdas de combustible RFC (Celdas de combustible regenerativas). Se trata de un sistema formado por una celda de combustible, un electrolizador y un tanque de combustible. Cuando se requiere potencia eléctrica ésta se genera con la celda de combustible y, cuando hay un superávit, se regenera el agua procedente de la celda de combustible por el electrolizador para convertirse en combustible gas que será empleado por la celda de combustible. De esta forma se obtiene un sistema más eficiente. Así, con el uso de estos sistemas, el tramo de taxi realizado antes del despegue es llevado a cabo empleando hidrógeno generado por la fuente de potencia eléctrica de tierra, y el hidrógeno equivalente a la potencia empleada es regenerado a altas altitudes con los generadores de los motores. Después de aterrizar, el taxi se realiza con el hidrógeno regenerado. Dada las características que presenta, las RFCs también pueden ser empleadas como fuentes de potencia en casos de emergencia.

### 2.2.2 Absorción de potencia regenerada por el motor

El motor eléctrico también funciona como un generador, por lo que la generación de potencia y la regeneración de energía dependerán de las condiciones de carga. La regeneración de



**Figura 2.4** Carga y descarga de una RFC.

energía devuelve corriente a la fuente de alimentación, causando picos repentinos de voltaje. Con un tren eléctrico, estos picos pueden ser controlados conduciéndolos de nuevo a la línea principal, mientras que, en un vehículo híbrido o eléctrico, las baterías recargables son cargadas o construidas para acumular electricidad, así que los picos de tensión no suponen un problema. Sin embargo, en una aeronave, dado que la potencia necesaria se obtiene a través del generador, no se dispone de baterías con alta capacidad de ser recargadas. En los diseños convencionales, la potencia eléctrica regenerada por los actuadores electro-mecánicos es convertida en calor a través de resistores instalados específicamente para este propósito, obteniéndose sistemas muy pesados. Una potencial solución es un método que emplea potencia regenerada para favorecer la rotación del motor a través de un generador de arranque.

En este sistema, un generador magnético permanente es usado en lugar del generador de bobina tradicional, lo que hace que funcione como un motor eléctrico a partir del uso de un inversor y que regenere energía procedente del motor. También puede funcionar como un motor de arranque. Se devuelve potencia regenerada a los motores. Es importante señalar que supone un ahorro en peso y costo.

### 2.2.3 Sistema de control activo de flujo laminar

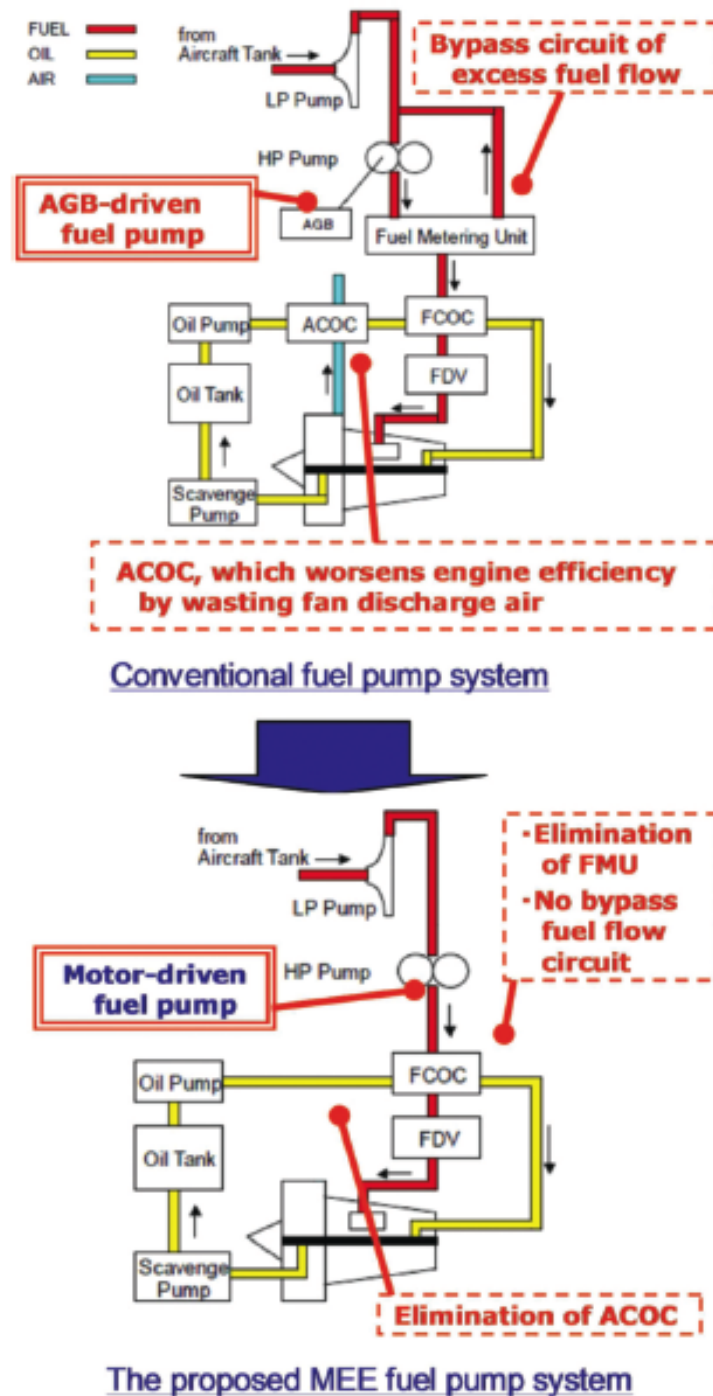
Con este sistema se pretende disminuir la resistencia del aire a través de la succión del flujo laminar de la superficie del ala. El control del flujo laminar tiene tanto efectos positivos como negativos, por lo que se plantea la posibilidad de realizar el control del flujo en el estabilizador vertical. Por tanto, se está realizando una investigación sobre la posibilidad de situar un ALFC en el estabilizador vertical que emplee un compresor con tecnología de alta velocidad.

### 2.2.4 Sistema de combustible eléctrico

A través del nuevo concepto MEE se pretende obtener un nuevo sistema motor con mejoras en la eficiencia, lo que resultará en una reducción en la quema de combustible y en la emisión de  $CO_2$ . El concepto engloba una arquitectura encargada de la generación eléctrica por el motor y el cambio de la fuente de energía empleada por los accesorios.

IHI se ha centrado en la electrificación del sistema de bomba de combustible. Se conseguirá una mejora de aproximadamente un 1 % en el consumo específico (SFC) durante el crucero. Esta mejora se ha conseguido eliminando el circuito de derivación de combustible y eliminando el

ACOC (enfriador de aceite refrigerado por aire). En la fig 2.5 se muestra una comparación del sistema de combustible tradicional frente al propuesto por IHI.



**Figura 2.5** Sistema eléctrico de combustible IHI vs tradicional [31].

En este tipo de sistemas, la tasa de flujo de combustible requerida por el motor es controlada por la velocidad del motor, por lo que la circulación de combustible adicional presente en los sistemas tradicionales es eliminada, permitiendo una reducción en la extracción de potencia. Una de las grandes ventajas que presenta este sistema de combustible eléctrico no es sólo la reducción del combustible consumido a consecuencia del aumento de la eficiencia, sino que también se



reduce el número de piezas de los equipos. Con este sistema se conseguirá disminuir la carga de trabajo de los pilotos al hacer innecesario las selecciones de operación de la válvula.

Existen desafíos técnicos para el diseño de la bomba de combustible, dado que un fallo puede inducir el IFSD (apagado en vuelo) del motor y provocar graves consecuencias. Para evitar estas situaciones críticas y garantizar una mayor fiabilidad del sistema, es necesario un diseño tolerante a fallas de la unidad eléctrica. IHI ha propuesto el uso de un servo motor de CA con un imán permanente, de forma que la corriente es controlada de acuerdo al par requerido por la bomba de combustible. A su vez, el motor contiene una función limitadora para evitar la sobrecarga y una función de emergencia para el apagado del suministro de combustible.

### **2.2.5 Gestión integrada de motores y generación de potencia**

Durante el descenso, debido a la gran cantidad de sistemas que entran en juego, los efectos de la extracción de potencia en la operación de los motores son mayores, por lo que la gestión integral del motor y la generación de energía eléctrica es un medio para abordar los efectos del aumento de la generación de energía eléctrica en el funcionamiento del motor. Si el generador que hace funcionar el eje de alta presión aumenta su potencia de salida se producirá una disminución de la velocidad de rotación del eje. En el caso de arquitecturas tradicionales donde la velocidad debe permanecer constante, este efecto se compensaría aumentando el consumo de combustible. Sin embargo, dado que la velocidad rotacional del eje de alta presión desciende, se produce una situación en la que es difícil que el aire fluya del compresor de baja presión al de alta presión. Si el eje de baja presión es sustituido para el de alta presión como eje para extraer la potencia para la generación eléctrica, la línea de operación del compresor de baja presión también se mueve con la cantidad de potencia extraída. Se puede aumentar así el margen de tensión. Sin embargo, un generador unido al eje de baja presión sólo tiene acceso a aproximadamente un 40 % de la velocidad del motor y durante el crucero y ralentí. La solución a este problema viene dada a través de un sistema de generación de potencia eléctrica que extrae potencia tanto del eje de baja como el de alta presión.

### **2.2.6 Mejora de la fiabilidad de los actuadores mecánicos**

Son los componentes más cruciales para proporcionar control y las medidas anti-atasco son imprescindibles para que funcionen de forma adecuada. Se están investigando métodos de suma de velocidad lineales para actuadores de husillos de bolas. Al invertir el método de rotación del tornillo y la tuerca del husillo de bolas para realizar la conversión rotativa/lineal, el método resultante es simple y fiable. Los engranajes diferenciales dejan de ser empleados como mecanismo de suma de velocidad y se evitan casi en su totalidad los problemas de atasco.

### **2.2.7 Control integrado del empuje**

Es imprescindible que se tengan en cuenta los márgenes de sobretensiones o reventones, que no se excedan los límites de velocidad del motor y la temperatura que se puede soportar. El control reduce las tensiones térmicas producidas a alta temperatura controlando los tiempos de aceleración y deceleración e iguala la aceleración y deceleración en múltiples motores, a pesar de las inconsistencias o degradaciones de la actuación de cada motor. Contribuye a reducir los costes de operación y mantenimiento de este modo. Se está investigando una técnica basada en aumentar la respuesta del empuje del motor haciendo que la aceleración y deceleración del motor sea tan rápida como sea posible a la vez que se encuentre dentro de un rango de seguridad evitando reventones o sobretensiones. Sin embargo, las inconsistencias aumentan en las secciones de alta temperatura y el aumento de la tasa de velocidad del motor puede ocurrir por lo que debe tenerse especial cuidado. En otras palabras, el control del sistema de la aeronave y el sistema de

combustible eléctrico deben estar acoplados para que el control del motor de la aeronave sea adecuado para el estado de la aeronave.

### **2.2.8 Acumulador de potencia de aeronaves**

Se plantea el uso de baterías inerciales, que convierten energía eléctrica en energía rotacional. Estas baterías presentan un mejor comportamiento ante ambientes severos de trabajo (soportan una variedad mayor de temperaturas que las baterías tradicionales). El hecho de construir un acumulador completamente con componentes mecánicos y eléctricos logra una larga vida útil y un mantenimiento mínimo. El peso y la estructura aún son desafiantes, aunque se están logrando grandes avances con el empleo de rotores de alta velocidad, que permiten que estas baterías inerciales se vuelvan más compactas.

### **2.2.9 Sistema autónomo de aire acondicionado distribuido**

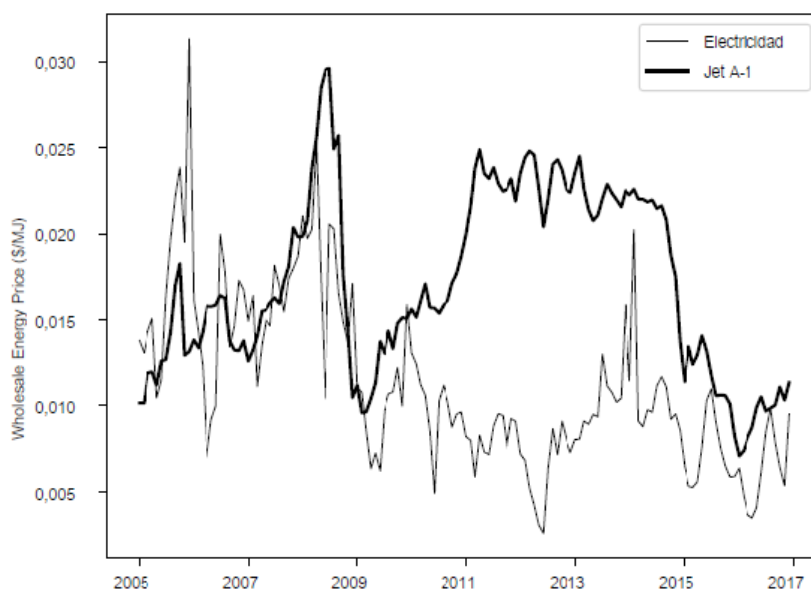
Otro de los grandes objetivos que se pretenden conseguir es la eliminación de los sistemas hidráulicos de presión, de forma que sean sustituidos por otros que funcionen sin fluidos y que refrigeren el aire por sí mismos. Ésto es debido a que estos sistemas trabajan con algunas sustancias que pueden resultar peligrosas. Se introduce por ello un sistema autónomo de aire acondicionado distribuido.

La generación de calor está concentrada en torno a los controladores de los motores principales, y es por ello que se emplea un sistema que emplea refrigerante líquido para evacuar este calor. Alcanzar sistemas sin tuberías y sin fluidos requiere la refrigeración de los sistemas eléctricos y la realización de un sistema autónomo de aire acondicionado distribuido requerirá el uso de sopladores eléctricos.

## 3 Aeronaves eléctricas desde la perspectiva de la propulsión

---

En el capítulo anterior se ha definido el concepto de aeronave totalmente eléctrica desde el punto de vista de los sistemas. Una vez que se han logrado electrificar todos los sistemas a bordo, se pretende dar el siguiente paso, que es la electrificación de los sistemas propulsores [22]. El principal factor que ha motivado el interés público en la electrificación de las aeronaves es el objetivo de reducir el impacto ambiental. La ICAO (International Civil Aviation Organization) ha establecido standards de certificación para las emisiones de óxido de nitrógeno y ruido que se espera entren en vigor en 2020.



**Figura 3.1** Coste normalizado de energía en América del Norte [22].

Las ventajas van más allá del beneficio medioambiental. Los motores eléctricos presentan una alta eficiencia (un 90 % frente al 20 %-30 % de los motores tradicionales). Además, el mantenimiento es menor debido a que las piezas no presentan contacto mecánico junto a la ausencia de altas temperaturas. El mantenimiento será predictivo y no basado en eventos. Otra ventaja que presentan es que son capaces de comprobar su propio estado. A todas estas ventajas

mencionadas se debe añadir el hecho de que son escalables, es decir, que mantienen los mismos valores de eficiencia tanto en motores grandes como en pequeños

Desde el punto de vista económico (fig 3.1), se esperan grandes mejoras a través del reemplazamiento del combustible por electricidad y la reducción de energía total consumida. También se espera que haga posible nuevos conceptos como el despegue/aterrizaje vertical (VTOL).

### 3.1 Clasificación

Las aeronaves pueden ser clasificadas de acuerdo al grado de hibridación de sus fuentes de energía o potencia. La definición de este coeficiente [22] viene dada como (ecuaciones 3.1 y 3.2). En la tabla 3.1 aparece un resumen de los coeficientes empleados:

$$H_P = \frac{P_m}{P_{tot}} \quad (3.1)$$

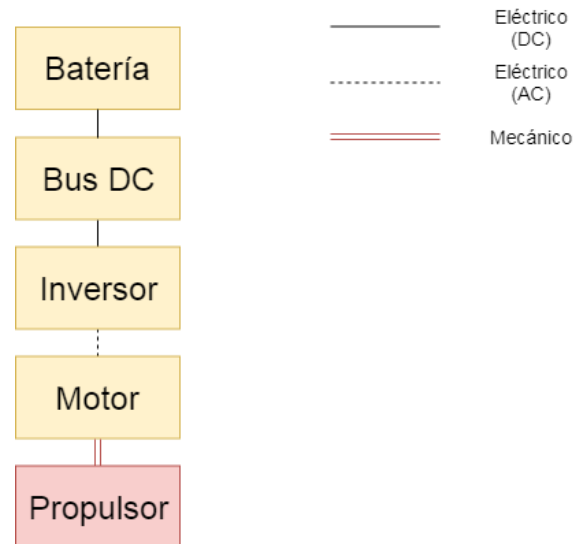
$$H_E = \frac{E_b}{E_{tot}} \quad (3.2)$$

**Tabla 3.1** Arquitectura de sistemas de propulsión eléctricos.

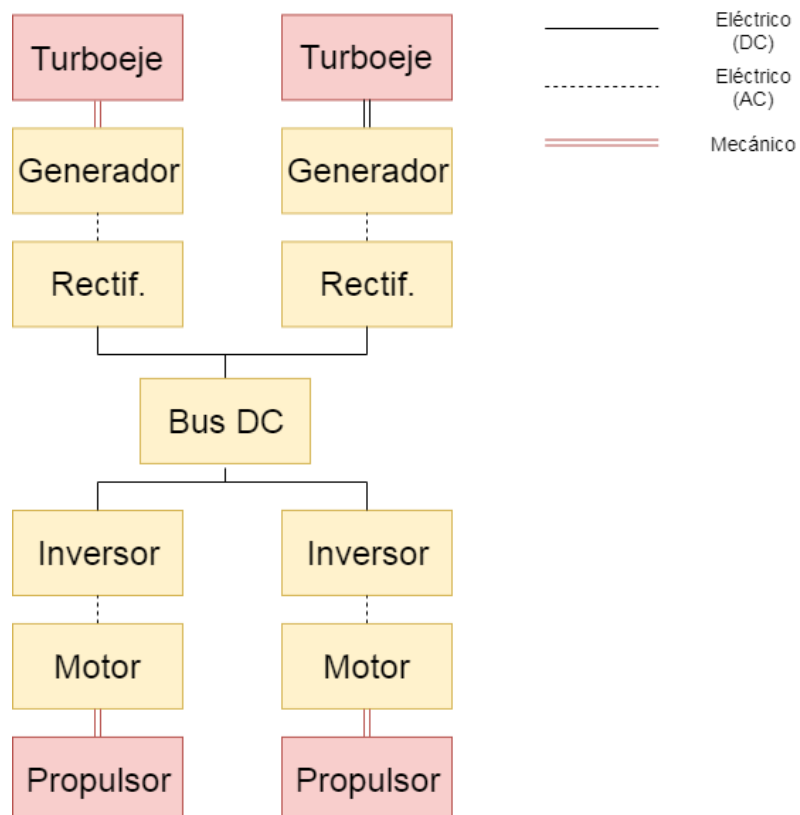
Arquitectura	Coef. hibridación potencia	Coef. hibridación energía	Diagrama
Convencional	0	0	
All-Electric	1	1	2a
Turboeléctrico	>0	0	2b
Híbrido Serie	1	<1	2c
Híbrido Paralelo	<1	<1	2d

En el caso de aeronaves convencionales no se emplea potencia eléctrica ni almacenamiento de energía eléctrica para la propulsión, mientras que un avión totalmente eléctrico supondría una situación totalmente contraria en la que se emplean tanto potencia como energía eléctrica en la propulsión del vehículo. Algunos autores prefieren emplear el término universalmente eléctrico. Las aeronaves híbridas suponen una mezcla entre combustible y almacenamiento de energía eléctrica y potencia propulsiva. Por otro lado, las aeronaves turboeléctricas emplean combustible para el almacenamiento de energía, pero los propulsores se hacen funcionar empleando potencia eléctrica en lugar de mecánica.

El sistema híbrido paralelo se caracteriza por una conexión mecánica entre el motor eléctrico y el motor de combustión, proporcionando ambos potencia para la propulsión. En este caso ambos motores se encuentran acoplados, por lo que el motor eléctrico puede funcionar tanto como motor como generador. El pack de baterías proporciona potencia y puede ser recargada. Normalmente el motor eléctrico proveerá potencia adicional durante la aceleración y el despegue, pero funcionará como generador durante el descenso. Sin embargo, el sistema híbrido serie se caracteriza por tener separado un motor de combustión (pistón o turbina) conectado a un generador, cuyo único propósito es producir electricidad para el pack de baterías. La hélice o el fan es dirigido únicamente por el motor eléctrico.



**Figura 3.2** Arquitectura totalmente eléctrica.



**Figura 3.3** Arquitectura turboeléctrica.

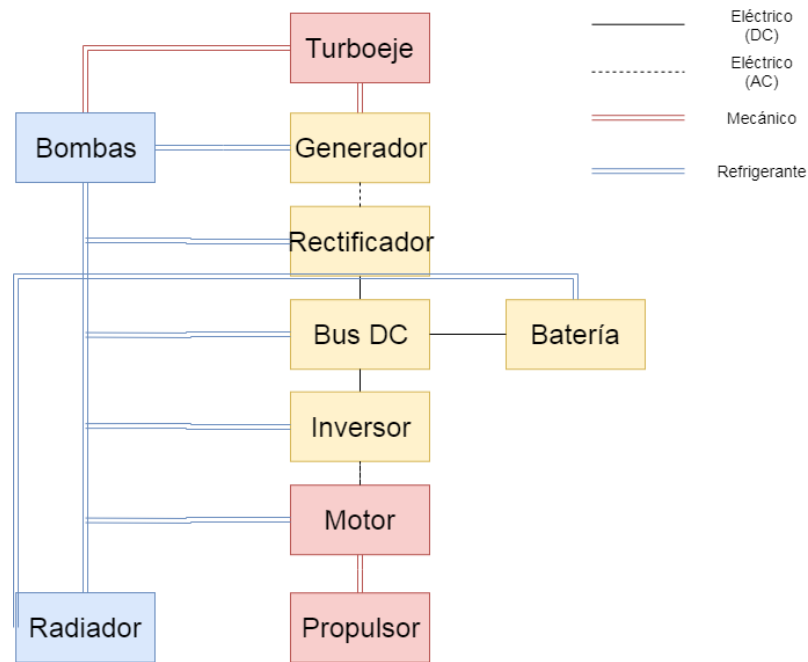


Figura 3.4 Arquitectura híbrida serie.

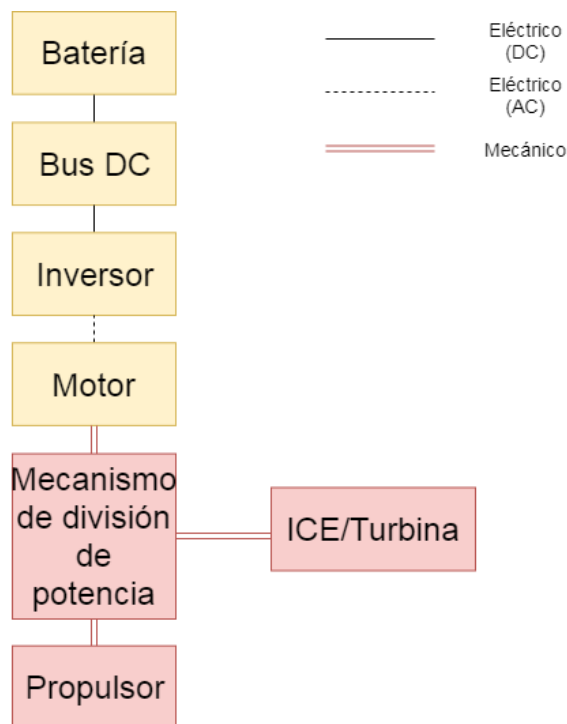


Figura 3.5 Arquitectura híbrida paralela.

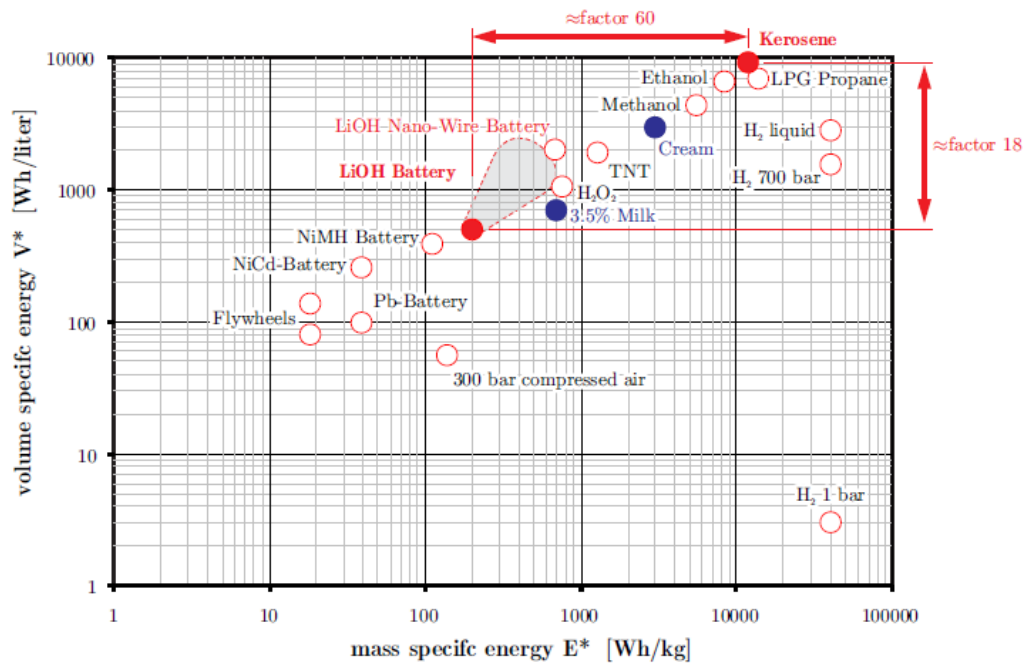
## 3.2 Parámetros clave

### 3.2.1 Almacenamiento de Energía

Al evaluar la fiabilidad de los EP, los dos parámetros tecnológicos más importantes son la energía específica y la potencia específica. La energía específica resulta de gran interés para las baterías, mientras que la potencia específica es especialmente relevante para motores eléctricos,

electrónica de conversión de potencia y dispositivos de almacenamiento de energía [22]. La densidad de energía volumétrica es una consideración relacionada con los dispositivos de almacenamiento de energía. Las baterías de ión litio presentan unas características intermedias (fig 3.6). Se muestra un resumen con las características de cada uno de los principales sistemas de almacenamiento:

- Keroseno AVGs: puede ser almacenado en tanques situados en las alas o el fuselaje. Suelen formar parte de la estructura.
- Hidrógeno (gas): requiere tanques de alta presión. Los tanques son mucho más pesados que los de combustible y además implican un nuevo factor de riesgo. Si se reduce la presión, se incrementaría el volumen, afectando al peso y a la resistencia. Podría ser parcialmente almacenado en estructuras metálicas.
- Hidrógeno (líquido): requiere tanques criogénicos con aislamiento. Los tanques son pesados y también tienen grandes requisitos de volumen con las desventajas del hidrógeno gaseoso.
- Baterías: requieren carcasas con sistemas de control de temperatura.
- Celdas de combustible: requiere combustible líquido o gaseoso. Se necesitan infraestructuras adicionales como bombas, abastecimiento de agua o dispositivos reformadores.



**Figura 3.6** Volumen y masa específica de diferentes sistemas de almacenamiento [28].

El principal reto para la propulsión eléctrica es que las baterías tienen del orden de 50 veces menos energía específica que los combustibles líquidos. Este impacto se puede ilustrar a través de las ecuaciones de rango de Breguet (3.3 y 3.4). En la tabla 3.2 se muestran los parámetros que han sido empleados en las ecuaciones:

$$R_f = \frac{L}{D} \eta_p \eta_{int} \eta_{eng} \frac{e_f}{g} \ln \frac{1}{1 - m_f/m_{TO}} \quad (3.3)$$

$$R_b = \frac{L}{D} \eta_p \eta_{int} \eta_{eng} \frac{e_f}{g} \frac{m_b}{m_{TO}} \quad (3.4)$$

Las ecuaciones difieren debido a la disminución del peso del combustible (y por tanto de la resistencia inducida) durante la misión. Se comprueba que para ambos casos el rango es

Tabla 3.2 Parámetros empleados en las ecuaciones.

Símbolo	Parámetros
$R_f$	Rango alcanzado con combustible
$L/D$	lift-to-drag ratio
$\eta_p$	eficiencia propulsiva
$\eta_{int}$	eficiencia con pérdidas
$\eta_{eng}$	eficiencia térmica
$e_f$	energía específica del combustible
$m_f$	masa de combustible
$m_{TO}$	peso máximo al despegue
$R_b$	alcance alcanzado con baterías
$e_b$	energía específica de la batería
$m_b$	masa de la batería

directamente proporcional a la energía específica. Para el estado del arte actual se conseguirían rangos muy pequeños o cargas de pago muy reducidas, sin embargo se espera incrementar en los futuros años.

### 3.2.2 Eficiencia

La conversión de energía almacenada a bordo implica varios pasos de transformación [28].

Cada uno de ellos se ve afectado por pérdidas, que se expresan como eficiencias individuales (fig 3.7).

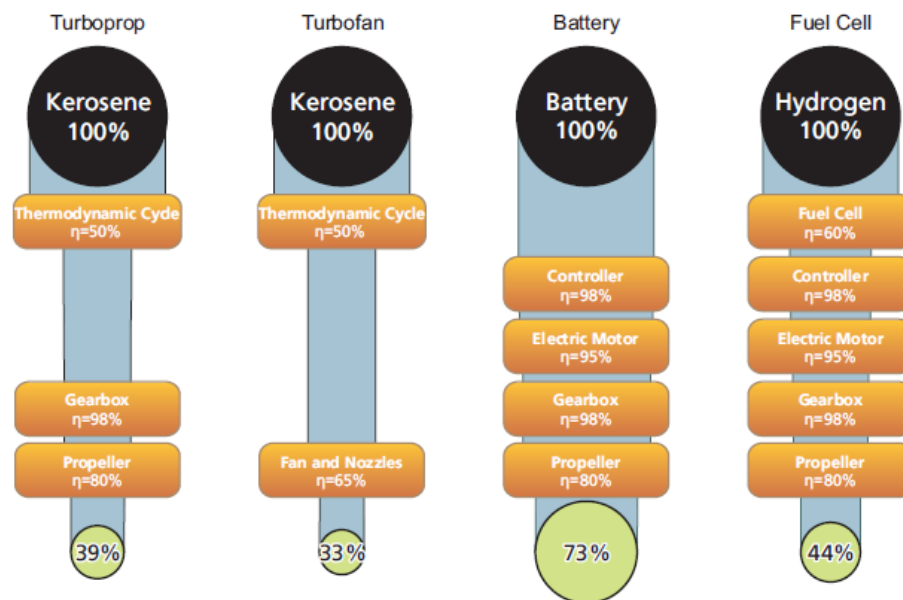


Figura 3.7 Eficiencias para diferentes sistemas de propulsión [28].

Se han asumido valores típicos de eficiencia para cada uno de los componentes individuales.

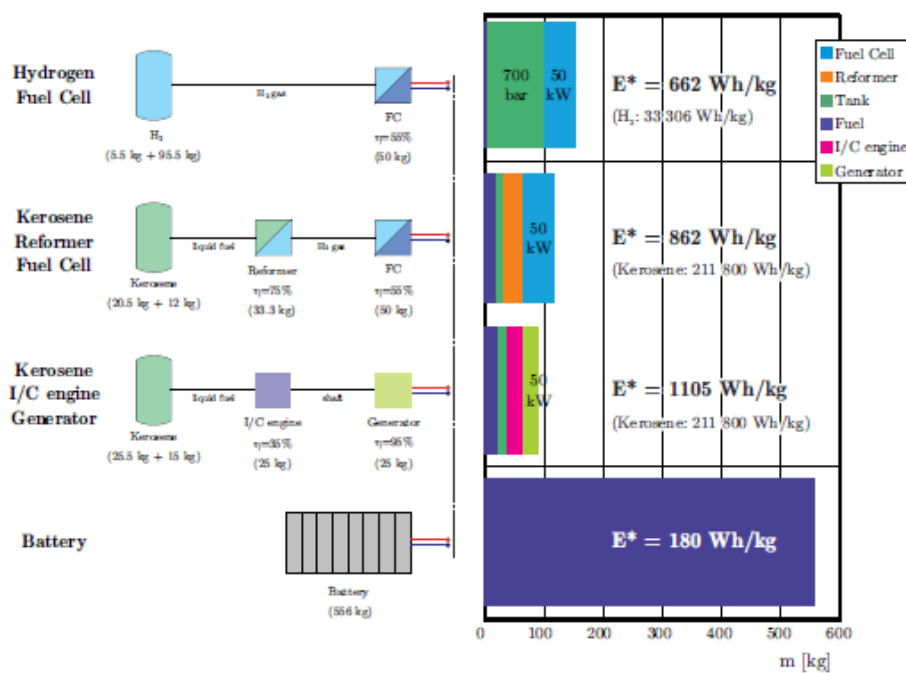
Se puede apreciar que los sistemas eléctricos presentan una alta eficiencia general, especialmente los sistemas de baterías, que evitan la conversión de combustible en electricidad. Éstos últimos alcanzan valores de eficiencia del orden del 70 %, comparado con el 40 % alcanzado por los sistemas tradicionales. Es importante señalar que no se ha incluido la generación y



distribución de electricidad y combustible ni se ha contemplado la generación de electricidad en tierra.

### 3.2.3 Densidad de energía equivalente de fuentes de potencia eléctrica

Para poder comparar las diferentes fuentes de potencia eléctrica con un sistema de baterías es necesario transformar los parámetros en la masa de energía específica  $E^*$  equivalente del sistema completo. Para el ejemplo se asume un vuelo idéntico para una aeronave de aviación general que requiere 50 kW para el crucero. Los resultados obtenidos se muestran en las figuras 3.8 y 3.9.

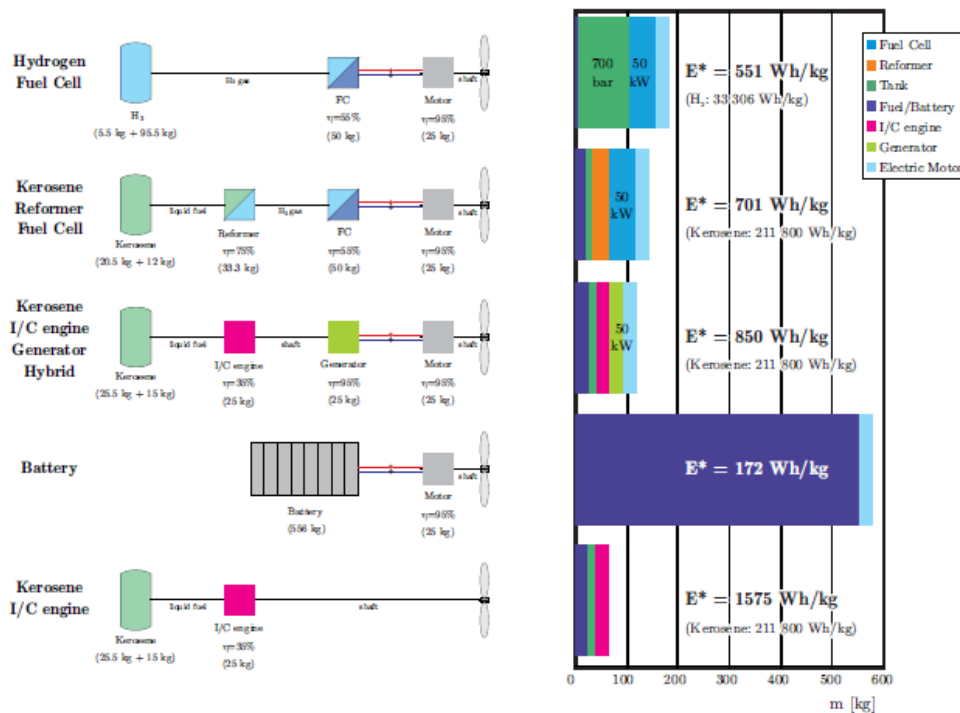


**Figura 3.8** Masa y densidad de energía equivalente de sistemas de propulsión [28].

La masa dada debajo de los tanques de combustible son para el combustible y la masa adicional de los tanques junto con sus sistemas. Se puede observar que un tanque de alta presión de hidrógeno sobrepasa la masa de combustible en un factor de 20.

En la siguiente figura se ha añadido el controlador y el motor eléctrico para que la cadena se extienda hasta el eje de la hélice. Esto permite comparar la cadena con el motor de combustión interna.

Los resultados muestran que el motor clásico de combustión interna ofrece la menor masa obteniendo una energía específica de casi 1600 Wh/kg. Este sistema está seguido de los sistemas híbridos eléctricos, que incluyen un generador y un motor eléctrico para dirigir el tren de potencia.



**Figura 3.9** Masa y densidad de energía equivalente de sistemas de propulsión incluyendo el fan [28].

### 3.3 Tecnología implicada

Una vez se han identificado los objetivos y necesidades de la propulsión eléctrica se procede a hacer una introducción sobre la tecnología necesaria. Se aborda desde el punto de vista de la tecnología disponible actualmente y de los avances que se espera sean logrados en los años venideros.

#### 3.3.1 Baterías

Las baterías suponen un punto clave para el avión totalmente eléctrico. Durante 2017 se alcanzó el récord como año en el que se habían realizado la mayor cantidad de estudios en nuevas capacidades de baterías. Hoy día existe unas 200 compañías que operan alrededor del mundo produciendo las baterías tradicionales de ión-litio. Se muestran a continuación en las figuras 3.10 y 3.11 las principales empresas especializadas en el sector y los valores de capacidades de baterías (tanto los actuales como los que se pretenden alcanzar) [29].

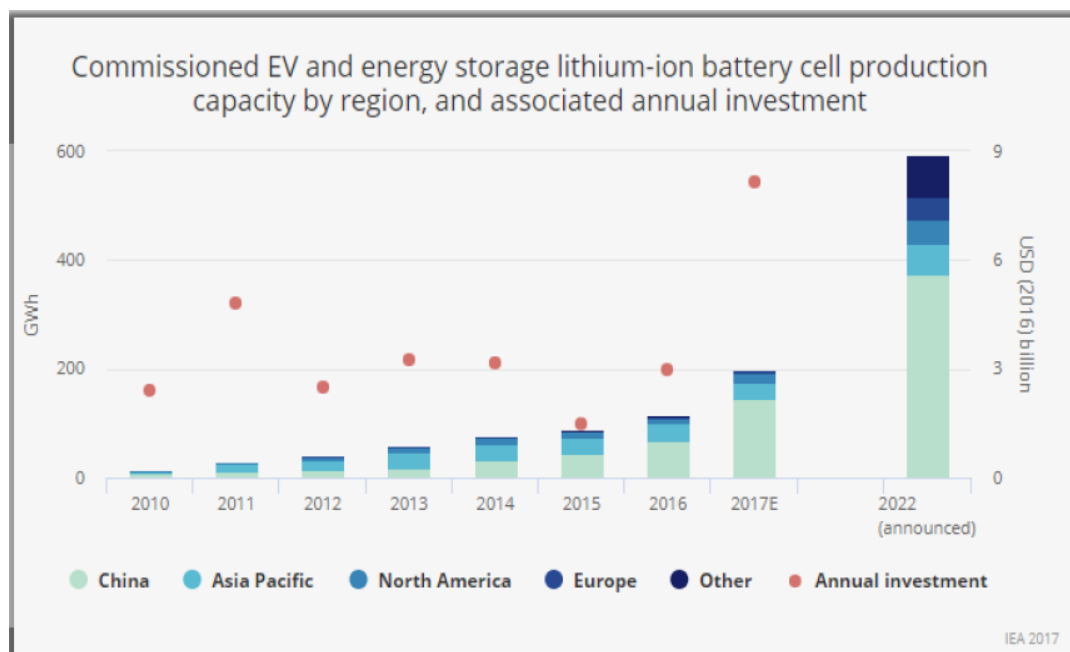


Figura 3.10 Producción de baterías en distintas regiones [29].

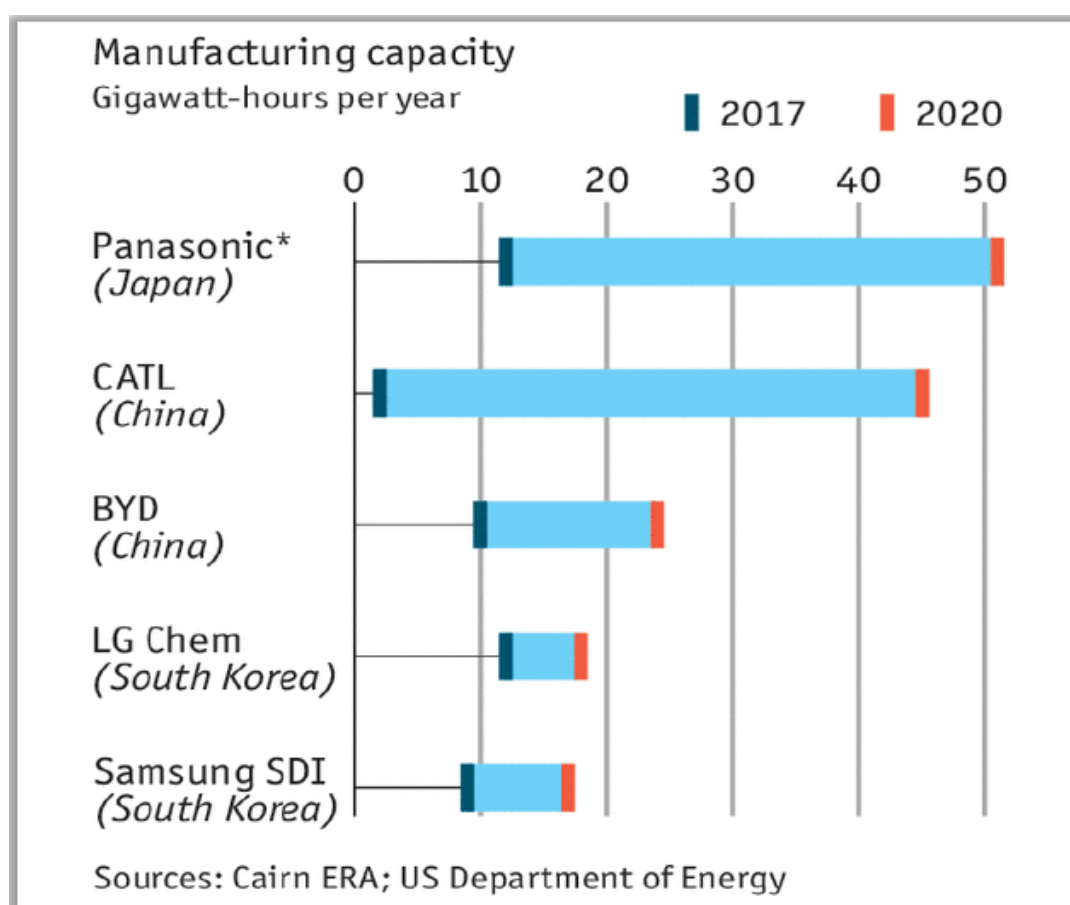


Figura 3.11 Capacidad de los principales productores de baterías [29].

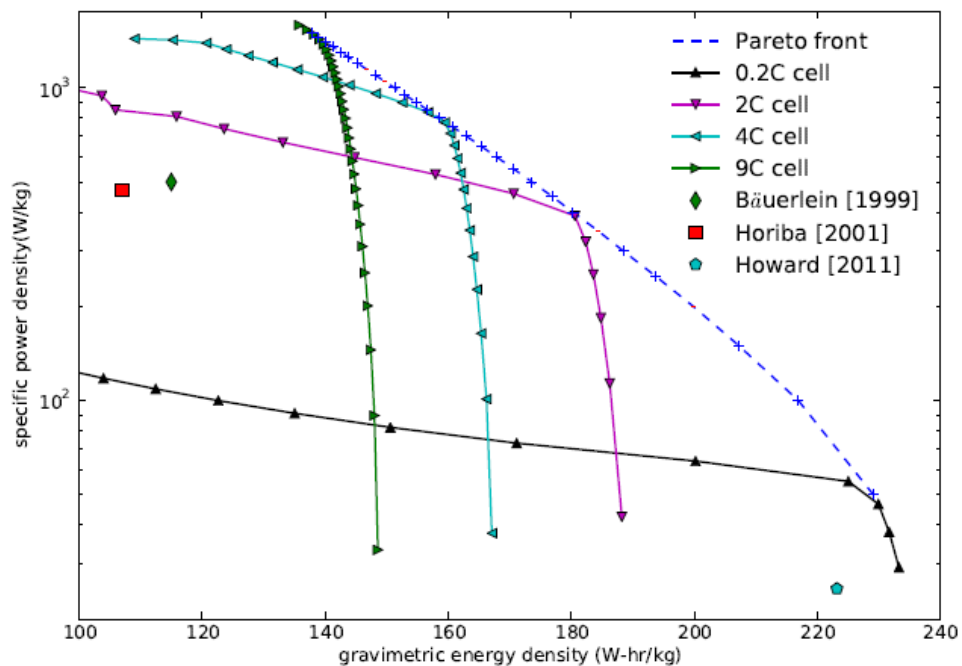
### Tecnología de baterías

Una celda electromecánica convierte energía química almacenada en energía eléctrica a través de la diferencia de energía entre las reacciones que tienen lugar en los dos electrodos. Una batería es un dispositivo práctico de almacenamiento de energía eléctrica que consiste en una o más celdas conectadas en serie o paralelo para proveer una determinada tensión, capacidad o potencia a la salida. Un parámetro importante en el diseño y operación de las baterías es  $C$  (ecuación 3.5):

$$C(t) = \frac{I(t)}{C_{nom}} \quad (3.5)$$

Donde  $I(t)$  es la corriente en amperios de carga o descarga y  $\hat{C}$  es el valor nominal de la capacidad de descarga de la batería en amperios hora. Un valor alto de  $C$  es deseable desde una perspectiva operacional porque permite una rápida recarga. Dos valores importantes son el estado de carga (SOC) (mide el porcentaje de la capacidad de carga restante) y la profundidad de descarga (se calcula como 1-SOC) [22].

Cada diseño de batería tiene un perfil de tensión como función del DOD. Si la descarga sobrepasa el umbral puede producirse una vida más corta y/o pérdidas. Los valores máximos se encuentran normalmente en torno al 80 %.



**Figura 3.12** Curvas de Ragone para celdas optimizadas de Ión-Litio [22].

A altas velocidades de descarga, la resistencia interna de la batería se hace significativa, y los valores de tensión a la salida se ven reducidos, por lo que, altas velocidades de descarga resultan en un valor menor de la energía útil. La química presente en las células contribuye significativamente a las características de la batería. En general, las baterías contienen un electrodo positivo (cátodo) y un electrodo negativo (ánodo), electrolito y otros materiales inactivos para uniones, aislamiento y otras funciones. Los iones de litio se ven favorecidos como portadores de carga debido a su alto potencial y peso ligero.

A nivel de celdas, densamente empaquetadas, los materiales activos tienen una alta energía específica, sin embargo, debido a la baja porosidad y conductividad, la potencia específica se

ve limitada. Para una química dada en una celda, existe un diagrama de Pareto que muestra las energías y potencias específicas considerando parámetros de diseño de las celdas (la fig 3.12 muestra las curvas de Ragone para celdas de Ión-Litio). La adición de materiales inactivos es necesaria para prevenir la degradación de la energía específica de la batería ante ciclos repetidos de carga/descarga. Estos factores son los causantes de que el valor de energía específica de la batería disminuya frente a los valores teóricos.

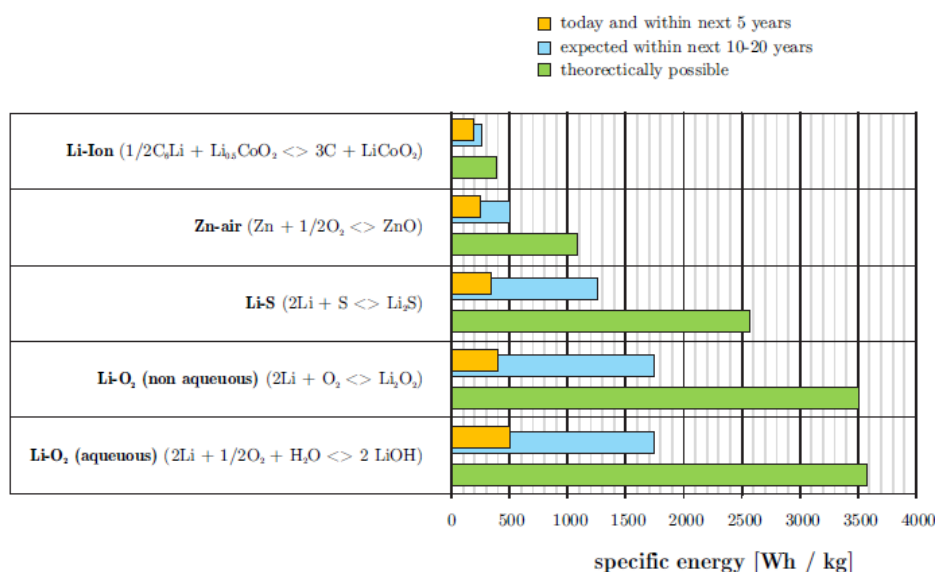
Para el estudio a largo plazo el nivel de detalle empleado es suficiente. Sin embargo, para un mayor nivel de fidelidad, es necesario considerar los efectos de descarga construyendo un circuito equivalente de la batería. Este modelo consiste en una resistencia interna y una capacidad determinada a partir de datos empíricos. Los modelos de circuitos equivalentes introducen un factor de eficiencia de la batería dependiente de la potencia y crean cierta dependencia entre el análisis de la misión, la estrategia de control y los pesos del vehículo.

Hoy día, la mayoría de aeronaves eléctricas emplean sistemas de baterías del tipo Ión-Litio.

Estas baterías se pueden producir de forma relativamente barata y se pueden escalar para construir mayores sistemas de varios cientos de KWh. Se espera que la próxima generación de baterías sea de estado sólido. En cuanto a la densidad de energía, se espera que aumente en un 8 % tal y como ha sucedido anualmente.

Se está investigando sobre otro tipo de baterías basadas en litio tales como Litio-Azufre y

Litio-Oxígeno. Los sistemas basados en azufre han alcanzado un estado de prototipo, pero los basados en oxígeno están aún en sus inicios. Ofrecen mayores densidades de energía en un rango de 3 a 10. En la figura 3.13 y en la tabla 3.3 se muestran los valores tanto actuales como futuros de los principales tipos de baterías empleadas en la aviación.



**Figura 3.13** Tecnología de baterías actual y futura [28].

**Tabla 3.3** Tecnología de baterías [28].

<b>Tipo</b>	<b>Valor Teórico</b>	<b>Valor Actual</b>
Ión-Litio	390 Wh/kg	250 Wh/kg
Zn-Aire	1090 Wh/kg	400-500 Wh/kg
Li-S	2570 Wh/kg	500-1250 Wh/kg
Li-O <sub>2</sub>	3500 Wh/kg	800-1750 Wh/kg

### **Sistema de intercambio de baterías**

Como solución a las rápidas cargas se obtiene un sistema de intercambio de baterías en el aeropuerto. Implica reemplazar la mayoría de las baterías agotadas a partir de módulos cargadores. Ésto también se está considerando incluso para los primeros vehículos eléctricos donde la carga no es suficiente rápida.

### **Carga rápida**

Las baterías deben ser cargadas a la misma velocidad que a la que se descargan. Las baterías de ión-litio presentan un valor de 5C. Hasta que la batería alcanza un 80 % o 90 % de su estado de carga, la resistencia de la batería interna es baja y la temperatura puede ser controlada, sin embargo, para el resto de carga, las pérdidas aumentan y más calor es desprendido, a la misma vez que la potencia de carga es reducida. La industria del automóvil pretende alcanzar valores de 10C, lo que implica menos de 5 minutos para una carga de un 80 %. Desde el punto de vista químico, las baterías de litio-sulfuro presentan mayor densidad de energía, pero presentan menor potencial respecto a la descarga y carga.

### **Ciclo de vida de las baterías**

Las baterías para la propulsión de aeronaves dependerán de las mayores densidades de energía posible porque el peso es un factor crítico. La batería también debe ser capaz de proporcionar una cantidad de potencia suficiente en diferentes estados de carga. El tiempo de vida de la batería dependerá de ciertos factores como una reducción en la capacidad, reducción en la potencia disponible o combinación de las dos.

En el caso de automóviles, el final del ciclo de vida de una batería viene dado cuando se produce una reducción de entre un 75-80 % en la capacidad. Para una de aviación, el final de la vida podría venir dado a un cierto valor en la capacidad de proporcionar potencia para la propulsión, ya que es un parámetro crítico para la seguridad. A la hora de establecer el tiempo de vida es importante tener en cuenta la posibilidad de segundos usos de la batería.

### **Control térmico**

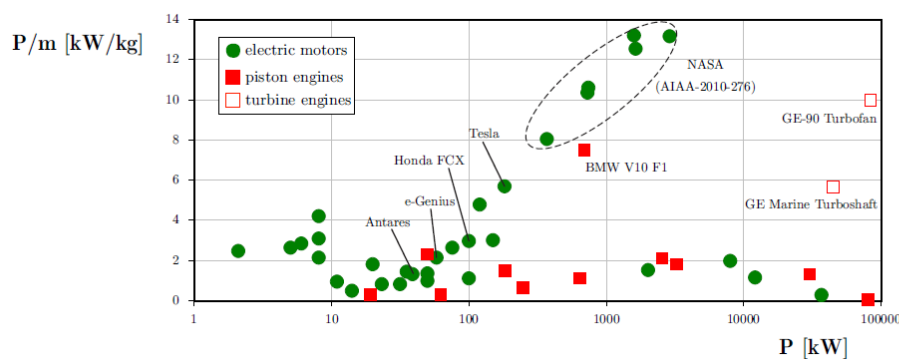
La temperatura interna es un parámetro importante para las baterías, siendo fundamental para la carga, capacidad y tiempo de vida. Las temperaturas ideales deberían oscilar, por ejemplo, entre 15 y 30 grados. Si la temperatura pudiera mantenerse dentro de esos límites, podrían actuar perfectamente de acuerdo a sus máximas especificaciones de diseño. Las operaciones de la batería fuera de sus rangos de temperatura recomendados tendrán efectos negativos para ellas.

La gestión de la temperatura es extremadamente importante para asegurar un sistema de baterías óptimo para la propulsión de la aeronave. Durante la carga y descarga, existirán ciertas pérdidas en la eficiencia (resistencia) interna de la batería, creando calor que necesita ser controlado. Además, la temperatura ambiente puede enfriar o calentar la batería. En el caso de aeronaves, se requerirá enfriamiento durante la carga rápida y durante salidas grandes de potencia durante las fases de despegue y ascenso. Durante el descenso y los segmentos que requieren salidas de poca potencia, se necesitará conservar el calor para evitar que la temperatura descienda respecto a sus niveles óptimos.

Se espera que los sistemas de batería para aeronaves comerciales sean enfriados a través de refrigerantes líquidos. Este método no sólo ha demostrado ser eficiente, sino que también puede mantener una temperatura uniforme para todas las celdas de la batería. El aire refrigerado supone un mayor reto porque es menos eficiente que el refrigerante líquido y es difícil mantener una temperatura uniforme a través de este método.

Como consecuencia, la disponibilidad de aire frío a grandes altitudes puede ser una gran ventaja para la gestión térmica de las baterías, permitiendo enfriar de forma óptima la temperatura durante el crucero y el descenso y la consecuente carga rápida una vez en tierra. Durante la carga rápida en el aeropuerto, el sistema de refrigeración de la batería podría recibir potencia de la red eléctrica para un enfriamiento más eficiente durante la preparación para el despegue en ambientes más cálidos. Esta energía adicional debería ser mínima, de forma que durante el ascenso la temperatura del aire exterior se volverá de forma gradual más fría y permitirá obtener la refrigeración deseada.

### 3.3.2 Máquinas eléctricas y conversión de potencia



**Figura 3.14** Densidad de potencia actual de motores de pistón (cuadrados) y eléctricos (círculos) [28].

Motores y generadores (máquinas eléctricas) operan usando los mismos principios generales, que presentan tanto ventajas como desventajas para las aplicaciones de vuelo. Las máquinas eléctricas usan la interacción entre los campos magnéticos de un componente que gira (rotor) y un componente estacionario (estator) para generar un par mecánico [22]. El campo magnético principal en una máquina eléctrica puede ser constante o variable y puede ser generado usando imanes permanentes, materiales magnéticos blandos (reluctancia), bobina de campos pasivos o bobinas de campo activo. Normalmente, el campo principal es generado en el rotor. Para mayor información ver apéndice TABLAS II.

Cuando funciona como motor, los devanados en el estator generan un campo magnético variable y consumen la gran mayoría de la potencia eléctrica de la máquina. Las corrientes del estator son controladas por una fuente sinusoidal (fuentes AC). Las máquinas AC normalmente operan en tres fases, mientras que las máquinas DC emplean un número arbitrario de bobinas controladas de forma independiente. En el modo de generador, el campo principal rotatorio induce una corriente en las bobinas del estator.

Las máquinas eléctricas se pueden clasificar en síncronas o asíncronas. En las síncronas se genera potencia o el par cuando el campo magnético del rotor gira a la misma velocidad que el campo magnético del estator. En el caso de las asíncronas, el rotor gira a una velocidad menor que el campo del estator. Algunas máquinas síncronas no pueden empezar desde el reposo debido a la inercia del rotor. Una velocidad variable conducida por motores AC resuelven este problema.

Los motores eléctricos deben ser diseñados para una operación continua durante el crucero sin embargo, los motores para automóviles híbridos o aviones de aeromodelismo han sido diseñados para incrementos cortos de potencia, por lo que hay que tener cuidado a la hora de comparar los resultados. La figura 3.14 muestra la masa de potencia específica de varios motores de pistón y eléctricos. Se observa que los motores eléctricos disponibles hoy día presentan menos de 100kW. Se esperan alcanzar valores de 2 a 4 kW/kg, lo que se asemeja a los valores de masa específico de los motores tradicionales

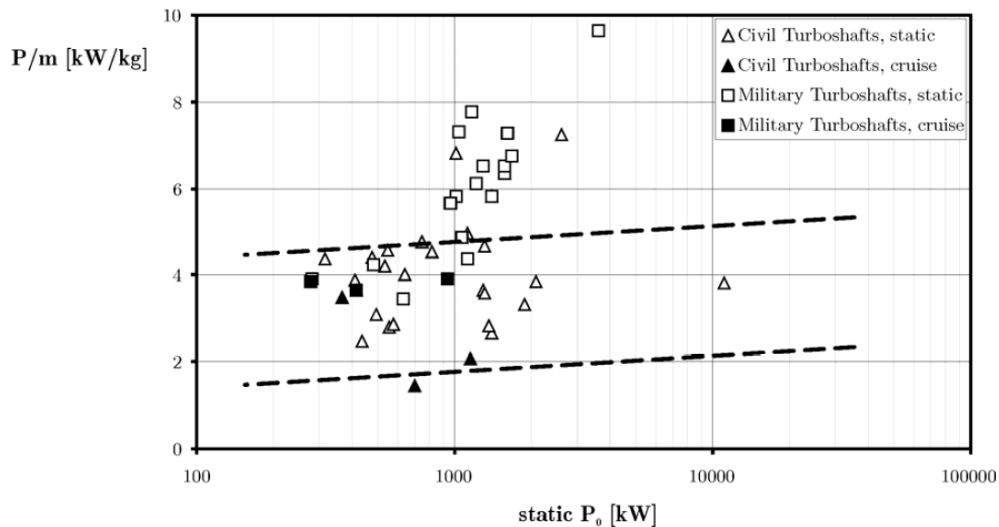


Figura 3.15 Densidad de potencia específica de motores turboeje [28].

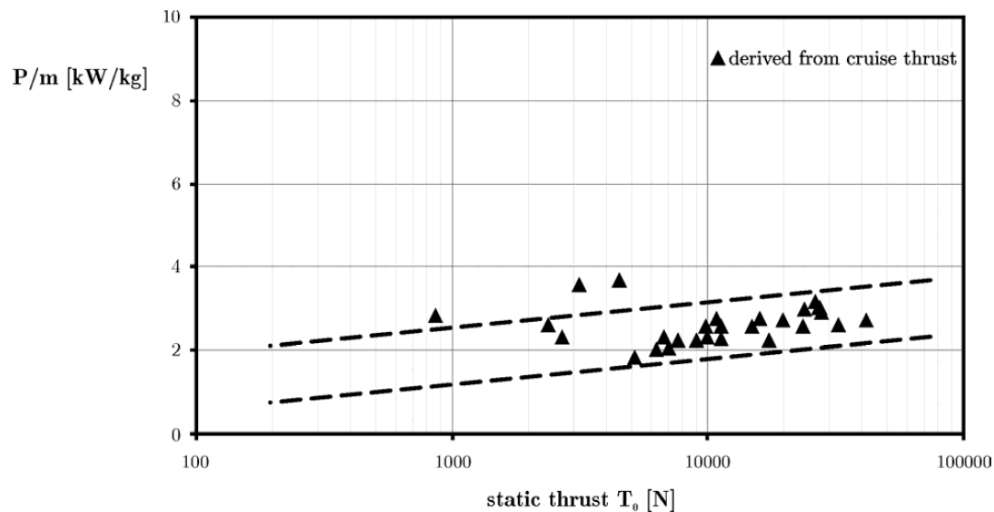


Figura 3.16 Densidad de potencia específica de motores turbofan [28].

La disminución de peso y la eficiencia en la conversión de potencia están en permanente investigación. La mayoría de los diseños incluyen materiales semiconductores y sistemas de enfriamiento. A altos niveles de potencia, grandes cantidades de calor desperdiciado son generadas incluso en sistemas con alta eficiencia. Como solución se proponen motores/generadores superconductores, electrónica de potencia y conductores, que pretenden aumentar la eficiencia y reducir la gestión térmica (problemas introducidos por la escala de megavatios en los sistemas de propulsión eléctrica) ya que los materiales superconductores presentan resistencia nula a temperaturas bajas de operación, reduciendo enormemente o eliminando la disipación de Joule



(figuras 3.15 y 3.16).

### 3.3.3 Sistemas eléctricos

Los estudios de comercio clave para un sistema eléctrico incluyen la posibilidad de elegir entre corriente AC o DC en la distribución de los buses, la tensión nominal del sistema operativo, y la posibilidad de usar tensión continua o variable de alimentación para las baterías. Se han estudiado sistemas con tensión continua y variable en sistemas híbridos y concluyó que la variable era más eficiente en general. Los sistemas con altos valores de tensión pueden ser más eficientes, pero conllevan un aumento de peso y una penalización en seguridad debido al riesgo de arco eléctrico a grandes altitudes. La ley de Paschen dicta que el orificio de aire de aislamiento es seguro debajo de 327V, sin importar la densidad o presión del aire. Por tanto, en buses de aeronaves comerciales, por motivos de seguridad la tensión se restringe a 270V. Los conceptos de propulsión eléctrica requieren mayores valores de tensión de operación, siendo necesaria la investigación sobre nuevos materiales de aislamiento.

La literatura actual favorece la distribución de potencia DC, particularmente para cada aplicación que implique el uso de baterías, pero también para los turboeléctricos de alta potencia. La distribución de potencia DC elimina la necesidad de sincronizar las fases de los diferentes generadores eléctricos y motores y simplifica la regulación para las aplicaciones de potencia distribuida, aunque incluye penalizaciones en cuanto a peso y eficiencia debido a la conversión AC/DC en ambos extremos. Cada unidad de factor de potencia requiere una unidad equivalente para el inversor y el rectificador, lo que añade redundancia de seguridad. Dado que las baterías operan en DC, no hay necesidad de rectificar la potencia, por tanto, donde se almacena la energía eléctrica, la distribución DC se verá más favorecida.



# 4 Vuelos totalmente eléctricos.

## Necesidades energéticas y masa de baterías requerida

---

En este capítulo se estudian las necesidades energéticas para vuelos totalmente eléctricos. En primer lugar, se presentan las ecuaciones básicas de la mecánica de vuelo necesarias para poder desarrollar los cálculos. Luego, se estudian varias rutas características de dos modelos diferentes de aeronaves y se calcula la energía necesaria para cada trayecto (desde una perspectiva analítica y a través de software). Finalmente, se analizan los resultados obtenidos observando la masa de batería que sería necesaria en cada trayecto y de forma muy genérica se hace un breve estudio económico.

### 4.1 Actuaciones del avión

A continuación, se presentan

las hipótesis generales [33] que se han empleado para obtener las ecuaciones del movimiento:

- El avión es un cuerpo rígido.
- El avión presenta un plano de simetría.
- El motor está fijo respecto al avión.
- La Tierra es esférica.
- La Tierra tiene velocidad angular constante ( $w$ ).
- Se estudia problema sin viento (atmósfera en calma).

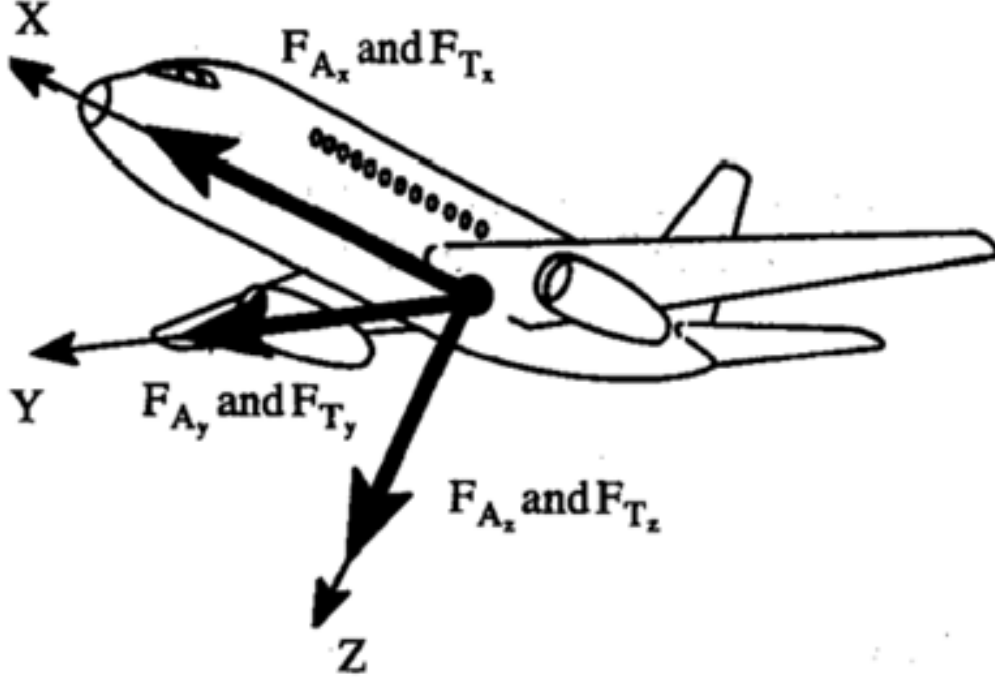
Se quiere estudiar el movimiento de un vehículo bajo la acción de varias fuerzas, las cuales son, la fuerza gravitatoria, la fuerza aerodinámica y la fuerza propulsiva. Se estudiará el movimiento del centro de masas que queda definido por la posición, velocidad y masa (considerado el vehículo como una masa puntual). Las ecuaciones respecto a un sistema inercial de referencia:

$$\left(\frac{d\vec{r}}{dt}\right)_I = \vec{V}_I \quad (4.1)$$

$$m\left(\frac{d\vec{V}_I}{dt}\right)_I = \vec{F}_A + \vec{F}_T + m\vec{g} \quad (4.2)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (4.3)$$

donde  $\vec{r}$  es el vector de posición,  $t$  el tiempo,  $V$  la velocidad absoluta del vehículo (velocidad respecto del sistema inercial),  $m$  la masa del vehículo y  $c$  el gasto másico de combustible.



**Figura 4.1** Sistema de referencia empleado en la aeronave para los cálculos [33].

Sin embargo, es conveniente usar un sistema de ejes fijos respecto a Tierra que permita trabajar con la velocidad relativa a la superficie terrestre  $V_g$  en lugar de con la velocidad absoluta  $V_I$ . A continuación, se reescriben las ecuaciones respecto a estos ejes:

$$m\left(\frac{d\vec{r}}{dt}\right)_g = \vec{V}_g \quad (4.4)$$

$$m\left(\frac{d\vec{V}_g}{dt}\right)_g = \vec{F}_A + \vec{F}_T + m\vec{g} - 2m\vec{\omega} \times \vec{V}_g - m\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) \quad (4.5)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (4.6)$$

Ahora obtenemos las ecuaciones escalares. Para ello se ha tenido en cuenta que los términos referentes a la aceleración de Coriolis pueden ser despreciados y que  $V_g$  coincidirá con  $V$  para una configuración sin viento. También se han sustituido las fuerzas aerodinámica y propulsiva para el caso particular de aviones. Introduciendo dos nuevas hipótesis (Tierra plana y vuelo simétrico) se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (4.7)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (4.8)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (4.9)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos \varepsilon - D - mg \sin \gamma \quad (4.10)$$

$$mV \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = (T + \sin \varepsilon) \sin \mu \quad (4.11)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = (T + \sin \varepsilon) \cos \mu - mg \cos \gamma \quad (4.12)$$

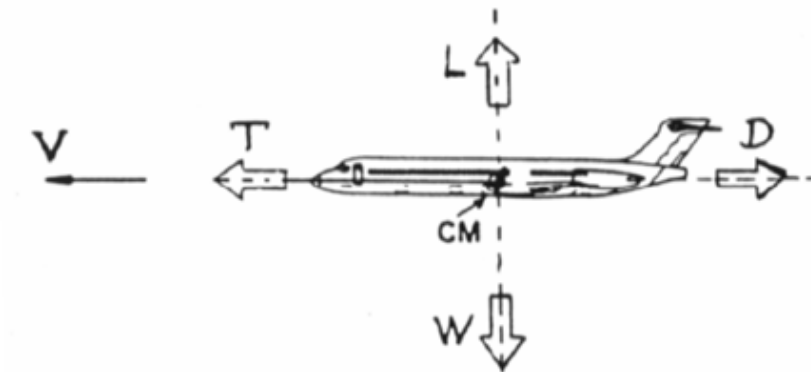
$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (4.13)$$

Donde  $\gamma$  es el ángulo de asiento de la velocidad,  $\chi$  el ángulo de guiñada,  $\mu$  el ángulo de balance,  $\varepsilon$  el ángulo de ataque del empuje,  $T$  el empuje,  $\alpha$  el ángulo de ataque,  $L$  sustentación,  $D$  resistencia y  $c$  el consumo específico. Presentan la siguiente dependencia funcional:  $L=L(h,V,\alpha)$ ;  $D=D(h,V,\chi)$ ;  $T=T(h,V,\pi)$ ;  $c=c(h,V,\pi)$ ;  $\varepsilon=\varepsilon(\alpha)$ .

Se tiene ahora un sistema de 7 ecuaciones diferenciales ordinarias con 10 variables dependientes: 7 variables de estado (variables derivadas),  $x$ ,  $y$ ,  $h$ ,  $V$ ,  $\chi$ ,  $\gamma$ ,  $m$ ; y 3 variables de control (variables no derivadas),  $\alpha$ ,  $\pi$ ,  $\mu$ . En vuelo simétrico se tienen por tanto 3 grados de libertad matemáticos.

## 4.2 Cálculo de las necesidades energéticas para realizar un vuelo

Ahora se pretende calcular la potencia total necesaria para efectuar un vuelo. Para ello se hará uso de las ecuaciones definidas en el anterior apartado (ecuaciones 4.7-4.13). Este cálculo se hará a través del poder calorífico del combustible utilizado, donde realizando el producto por el combustible quemado durante el vuelo y la duración de éste se obtiene la potencia total empleada [34].



**Figura 4.2** Fuerzas en la aeronave durante el crucero) [33].

Para simplificar los cálculos se realiza una hipótesis en la que el vuelo se realiza en crucero a una altitud y velocidad de vuelo constantes. El crucero se caracteriza por  $\gamma = 0$ . De esta

forma las ecuaciones quedan:

$$L = W \quad (4.14)$$

$$T = D \quad (4.15)$$

donde T es el empuje, D la resistencia, L la sustentación, W el peso y g la gravedad.

Para proseguir con los cálculos se han tenido en cuenta las definiciones de sustentación y resistencia:

$$\frac{1}{2}\rho V^2 SC_L(\alpha) = W \quad (4.16)$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 SC_{D_0} = D \quad (4.17)$$

#### 4.2.1 Estimación del tiempo

Para la duración del vuelo se emplea

la primera de las ecuaciones de la mecánica de vuelo que se han planteado anteriormente.

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (4.18)$$

Adaptándola de forma

muy sencilla a un crucero con velocidad constante podemos simplificar el cálculo como:

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (4.19)$$

de forma que despejando de la expresión anterior y conociendo la velocidad del

crucero y la distancia recorrida se puede estimar el tiempo que se tarda en realizar el vuelo.

#### 4.2.2 Estimación del combustible quemado

A partir de las expresiones anteriores y la última de las

ecuaciones de vuelo que relaciona la masa del avión con el tiempo de vuelo se puede definir:

$$\frac{dm}{dt} = -(A + B * m^2) \quad (4.20)$$

Donde

se han incluido las constantes A y B para simplificar la expresión que vienen dadas como:

$$A = C_T C_{D_0} \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (4.21)$$

$$B = \frac{g^2 C_{D_0} \frac{1}{2} \rho V^2 S}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (4.22)$$

Así obtenemos la integral  $\int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{f(m)}$ , que si se desarrolla de forma analítica da lugar a:

$$t = \frac{1}{\sqrt{A * B}} \arctan \frac{\sqrt{\frac{B}{A}} * (m_i - m_f)}{1 + \frac{B}{A} * m_i * m_f} \quad (4.23)$$

donde  $m_i$  coincide con el MTOW (máximo peso al despegue) y es un valor conocido.

Así se llega a la siguiente expresión para la masa de combustible quemada durante el vuelo:

$$m_F = \frac{\sqrt{\frac{A}{B}} * \tan(\sqrt{A * B} * t) * (1 + \frac{B}{A} * m_i^2)}{1 + \frac{B}{A} * \tan(\sqrt{A * B} * t) * m_i} \quad (4.24)$$

#### 4.2.3 Estimación de la energía consumida

A continuación, una vez que se han calculado tanto el tiempo de duración del vuelo como el combustible consumido es posible realizar un cálculo de energía. Este cálculo está basado en un simple producto en el que se emplea el valor de la potencia calorífica del combustible empleado para la realización del vuelo. A partir de la energía se puede obtener también la potencia necesaria para el vuelo.

Es importante señalar que no toda la potencia calculada se empleará en propulsar al avión.

Por un lado, se tiene un rendimiento motor (relación entre potencia calorífica y potencia mecánica neta) que representa qué parte de la potencia se pierde en forma de calor y un rendimiento propulsivo (relación entre la potencia mecánica neta y la potencia útil) que representa qué parte de la potencia obtenida se emplea verdaderamente para propulsar a la aeronave. Algunos de los parámetros que influyen para el cálculo del rendimiento moto-propulsor son: pérdida de carga en la cámara de combustión, rendimiento de la toma dinámica, rendimiento del fan, rendimiento de los compresores axial y centrífugo, rendimiento de las turbinas, rendimiento de la cámara de combustión y el rendimiento de las toberas.

### 4.3 Balance energético para Boeing 787. Resolución analítica

A continuación, se realizan unas primeras estimaciones para conocer las necesidades energéticas de un vuelo para tres rutas características. Las rutas elegidas son Sevilla-Milán (943nm), Sevilla-Budapest (1448nm) y Sevilla-Estambul (1862.02nm) [16]. En la tabla 4.1 aparecen reflejadas las coordenadas geográficas de los aeropuertos de origen y destino.

**Tabla 4.1** Información de los aeropuertos empleados en las rutas.

Aeropuerto	Latitud	Longitud
Sevilla San Pablo	N37°25'4.8"	O5°53'35.2"
Milán Malpensa	N45°37'48"	E8°43'23"
Budapest Ferenc Liszt	N47°26'22"	E19°15'43"
Estambul Ataturk	N40°58'34"	E28°48'51"

Una vez que se han definido los puntos de origen y destino se procede a dar información sobre los parámetros de la aeronave utilizada. En este caso se ha seleccionado un Boeing 787. Sus características aparecen expresadas en la tabla 4.2.

donde MTOW corresponde con el peso máximo al despegue, OEW peso estructural de la aeronave,  $S$  a la superficie alar,  $C_{D0}$  y  $C_{D2}$  son coeficientes de resistencia y  $C_T$  corresponde al consumo específico. Ahora se muestran otros datos que también se han empleado para realizar los cálculos. Se ha supuesto que el crucero se realiza a un Mach constante de 0.8 y que se desarrolla a una altitud tal que la presión equivale a 200hPa. Estos datos se muestran en la tabla 4.3.

donde  $V$  es la velocidad de vuelo,  $h$  la altitud a la que se realiza el crucero, la densidad atmosférica a dicha altitud y  $g$  la aceleración gravitatoria terrestre. Ahora se muestran los

**Tabla 4.2** Parámetros empleados correspondientes al Boeing 787 [6].

Parámetro	Valor
MTOW	219539 kg
S	377 m <sup>2</sup>
CDo	0.01277
CD2	0.042
CT	9.01 *10 <sup>-6</sup> kg/Ns
Planta propulsora	2x 340 kN
Capacidad	335 pasajeros
Alcance máximo	15200 km
OEW	114532 kg
Envergadura	60 m

**Tabla 4.3** Parámetros empleados en los cálculos [6].

Parámetro	Valor
V	272 m/s
h	11784.03 m
$\rho$	0.3216 kg/m <sup>3</sup>
g	9.80665 m/s <sup>2</sup>

resultados que se han obtenido de acuerdo a las ecuaciones definidas en el apartado anterior (tablas 4.4 a 4.6).

**Tabla 4.4** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Milán.

Tiempo de vuelo	Distancia recorrida	Combustible consumido
5579.34 s	1517.58 km	5003.95 kg

**Tabla 4.5** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Budapest.

Tiempo de vuelo	Distancia recorrida	Combustible consumido
8568.75 s	2330.70 km	7641.38 kg

A continuación, se procede al cálculo de la energía necesaria para realizar cada ruta. A partir de un simple producto conociendo la potencia calorífica del combustible empleado en el vuelo y la duración del vuelo se obtienen los valores de potencia deseado. En este caso en particular se supone un combustible con un poder calorífico de 12.19 kWh/kg.

Es importante destacar que los valores de energía obtenidos corresponden a energía total (tabla 4.7. Será necesario realizar una estimación adecuada teniendo en cuenta los rendimientos presentes (tanto el rendimiento motor como el rendimiento propulsivo).

Finalmente se muestran los resultados obtenidos para cada una de las rutas (tablas 4.8 a 4.10).



**Tabla 4.6** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Estambul.

Tiempo de vuelo	Distancia recorrida	Combustible consumido
11017.022 s	2996.63 km	9782.74 kg

**Tabla 4.7** Rendimientos principales implicados en el vuelo.

Parámetro	Valor
Rendimiento motor	0.50
Rendimiento propulsivo	0.651
Rendimiento moto-propulsivo	0.3255

**Tabla 4.8** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Milán.

Energía Total	Potencia Total	Potencia Útil
60.998 MWh	39.36 MW	12.81 MW

**Tabla 4.9** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Budapest.

Energía Total	Potencia Total	Potencia Útil
93.148 MWh	39.13 MW	12.73 MW

## 4.4 Balance energético para Boeing 787. Resolución Piano X

Los resultados obtenidos en el apartado anterior corresponden a un caso muy simplificado en el que toda la trayectoria se ha considerado como un único segmento de crucero y no se han tenido en cuenta los tramos de ascenso o descenso. Por ello, se ha empleado un software denominado Piano X que permite obtener una estimación más real de la potencia necesaria para realizar el vuelo en el que sí se contemplan estas consideraciones.

A continuación, se muestra cómo se ha realizado la configuración del programa (fig 4.3)

En primer lugar, se selecciona la aeronave que se quiere emplear para el estudio (en este caso Boeing 787). El programa incluye los parámetros para dicha aeronave, aunque pueden ser modificados si es necesario. Se utilizan los pesos de combustible y carga de pago determinados por el programa de forma automática. Se ha configurado de forma que realice un crucero a nivel de vuelo FL350 y a Mach constante (0.850) que el programa determina de forma óptima para la configuración establecida. Finalmente, se introduce la distancia en millas náuticas de la trayectoria que se desea analizar. A continuación, se muestra una captura de la ventana principal de configuración de Piano X.

Se ha seleccionado el análisis “Block Range Summary”, que devuelve un resumen

con los principales resultados obtenidos para el vuelo bajo estudio, aunque si se desea mayor información para cada uno de los segmentos se puede utilizar el “Detailed Flight Profile”. Este análisis muestra la distancia, tiempo y combustible quemados para cada uno de los principales tramos del vuelo (subida, crucero y descenso). También muestra las emisiones y el combustible y tiempo empleados en la realización de las maniobras de rodaje, despegue y aproximación. Finalmente, también aparecen los valores de combustible para maniobras de reserva y

**Tabla 4.10** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Estambul.

Energía Total	Potencia Total	Potencia Útil
119.258 MWh	38.97 MW	12.68 MW

Load: B787-8 baseline (08)

Adjust: Basic Design Weights

	Weight (kg)	Standard Payload
Max Take Off	219539	242 passengers
Operating Empty	114532	@ 95.3 kg each
Max Zero Fuel	156489	+ 0 kg cargo
Max Landing	167829	

Fuel Capacity (litres)  
126917

Save Adjustments...Load Adjustments

Output: Block Range SummaryGO

☐ Design Range with Standard Payload

☒ Range (nm)with Payload (kg)  
186223052

**Figura 4.3** Ventana de configuración de Piano X.

contingencias. Se muestran los resultados obtenidos para cada una de las rutas bajo estudio y se comparan con los obtenidos por el procedimiento analítico.

**4.4.1 Sevilla-Milán**

**Código 4.1** Vuelo Sevilla-Milan.

```
{TOW 151342.kg./ OEW 114532.kg./ Fuel 13759.kg./ Payload 23052.kg.}

Range mode: fixed mach, fixed altitude

Climb schedule: 250./ 268.kcas

Cruise at Mach 0.850, 490.ktas, 291.kcas, Altitude = 35000. feet

Initial cruise CL=0.34, thrust=38870.newtons/eng=MCR-35%
End of cruise CL=0.32, thrust=37997.newtons/eng=MCR-36%
```

	Distance (n.miles)	Time (min.)	Fuelburn (kg.)
	-----	-----	-----
Climb	83.	14.	2219.
Cruise	740.	91.	6460.
Descent	120.	21.	209.
	-----	-----	-----
Trip total	943.	125.	8888.
Block total	=====	144.	10247.

Emissions: taxi,t/o	climb	cruise	descent	app,taxi	total	
(kg.NOx)	13.7	35.1	73.1	0.5	1.7	124.1
(kg.HC)	0.07	0.13	0.71	0.30	0.14	1.35
(kg.CO)	2.2	1.6	20.6	7.3	3.6	35.3
(kg.CO2)	3526.	7013.	20413.	659.	769.	32381.

Manoeuvre allowances:

taxi-out	907. kg. {extra to t/o mass}	10.0 min.
takeoff	209. kg.	1.0 min.
approach	181. kg.	3.0 min.
taxi-in	62. kg. {taken from reserves}	5.0 min.

Reserves {at landing mass 142064.kg.}:

Diversion distance	200. n.miles
Diversion mach	0.538
Diversion altitude	21532. feet
Diversion fuel	2331. kg.
Holding time	30. minutes
Holding mach	0.280
Holding altitude	5000. feet
Holding fuel	1686. kg.
Contingency fuel	464. kg. {5.% of mission fuel}
Total Reserve fuel	4481. kg.

**Tabla 4.11** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Milán con Piano X.

Tiempo de crucero	Combustible crucero	Tiempo total	Combustible total
5460s	6460kg	7500s	8888kg

#### 4.4.2 Sevilla-Budapest

**Tabla 4.12** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Milán con Piano X II.

Energía Analítica	Energía Piano X	Potencia total	Potencia útil
60.998 MWh	108.34 MWh	52.00 MW	16.93 MW

**Código 4.2** Vuelo Sevilla-Budapest.

{TOW 156130.kg./ OEW 114532.kg./ Fuel 18546.kg./ Payload 23052.kg.}

Range mode: fixed mach, fixed altitude

Climb schedule: 250./ 268.kcas

Cruise at Mach 0.850, 490.ktas, 291.kcas, Altitude = 35000. feet

Initial cruise CL=0.35, thrust=39527.newtons/eng=MCR-34%

End of cruise CL=0.32, thrust=38028.newtons/eng=MCR-36%

	Distance (n.miles)	Time (min.)	Fuelburn (kg.)
	-----	-----	-----
Climb	87.	14.	2318.
Cruise	1241.	152.	10915.
Descent	120.	21.	210.
	-----	-----	-----
Trip total	1448.	188.	13443.
Block total	=====	207.	14802.

Emissions: taxi,t/o	climb	cruise	descent	app, taxi	total
(kg.NOx)	13.7	36.6	123.9	0.5	1.7
(kg.HC)	0.07	0.13	1.19	0.30	0.14
(kg.CO)	2.2	1.6	34.6	7.4	3.6
(kg.CO2)	3526.	7324.	34493.	662.	769.
					46775.

Manoeuvre allowances:

taxi-out	907. kg. {extra to t/o mass}	10.0 min.
takeoff	209. kg.	1.0 min.
approach	181. kg.	3.0 min.
taxi-in	62. kg. {taken from reserves}	5.0 min.

Reserves {at landing mass 142297.kg.}:

Diversion distance	200. n.miles
Diversion mach	0.538
Diversion altitude	21509. feet
Diversion fuel	2334. kg.

Holding time                      30. minutes

Holding mach	0.281
Holding altitude	5000. feet
Holding fuel	1688. kg.
Contingency fuel	692. kg. {5.% of mission fuel}
Total Reserve fuel	4713. kg.

**Tabla 4.13** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Budapest con Piano X.

Tiempo de crucero	Combustible crucero	Tiempo total	Combustible total
9120s	10913kg	11280s	13441kg

**Tabla 4.14** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Budapest con Piano X II.

Energía Analítica	Energía Piano X	Potencia total	Potencia útil
93.148 MWh	163.85 MWh	52.29 MW	17.02 MW

#### 4.4.3 Sevilla-Estambul

**Código 4.3** Vuelo Sevilla-Estambul.

```
{TOW 160112.kg./ OEW 114532.kg./ Fuel 22528.kg./ Payload 23052.kg.}
```

```
Range mode: fixed mach, fixed altitude
```

```
Climb schedule: 250./ 270.kcas
```

```
Cruise at Mach 0.850, 490.ktas, 291.kcas, Altitude = 35000. feet
```

```
Initial cruise CL=0.36, thrust=40088.newtons/eng=MCR-33%
```

```
End of cruise CL=0.32, thrust=38054.newtons/eng=MCR-36%
```

	Distance (n.miles)	Time (min.)	Fuelburn (kg.)
	-----	-----	-----
Climb	91.	15.	2409.
Cruise	1651.	202.	14612.
Descent	121.	21.	210.
	-----	-----	-----
Trip total	1862.	238.	17231.
Block total	=====	257.	18590.

Emissions:	taxi,t/o	climb	cruise	descent	app,taxi	total
(kg.NOx)	13.7	38.0	166.3	0.5	1.7	220.2
(kg.HC)	0.07	0.14	1.59	0.30	0.14	2.24

(kg.CO)	2.2	1.7	46.0	7.4	3.6	60.8
(kg.CO2)	3526.	7612.	46174.	662.	769.	58744.
Manoeuvre allowances:						
taxi-out	907. kg.	{extra to t/o mass}		10.0 min.		
takeoff	209. kg.			1.0 min.		
approach	181. kg.			3.0 min.		
taxi-in	62. kg.	{taken from reserves}		5.0 min.		
Reserves {at landing mass 142491.kg.}:						
Diversion distance	200. n.miles					
Diversion mach	0.538					
Diversion altitude	21493. feet					
Diversion fuel	2337. kg.					
Holding time	30. minutes					
Holding mach	0.281					
Holding altitude	5000. feet					
Holding fuel	1690. kg.					
Contingency fuel	881. kg. {5.% of mission fuel}					
Total Reserve fuel	4908. kg.					

**Tabla 4.15** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Estambul con Piano X.

Tiempo de crucero	Combustible crucero	Tiempo total	Combustible total
12120s	14612kg	14280s	17230kg

**Tabla 4.16** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Estambul con Piano X II.

Energía Analítica	Energía Piano X	Potencia total	Potencia útil
119.25 MWh	210.03 MWh	52.95 MW	17.24 MW

## 4.5 Balance energético para Fokker 70. Resolución Piano X

Ahora se repite el procedimiento anterior, pero seleccionando tanto otra aeronave como otras rutas diferentes. Se ha realizado sólo la simulación con Piano X ya que proporciona resultados más reales que los obtenidos por procedimientos analíticos. Los trayectos elegidos son Sevilla-Lisboa (200nm), Sevilla-Madrid (219nm) y Sevilla-Barcelona (437nm) [16] En la siguiente tabla aparecen reflejadas las coordenadas geográficas de los aeropuertos de origen y destino.

Una vez que se han definido los puntos de origen y destino se procede a dar información sobre los parámetros de la aeronave utilizada. En este caso se ha seleccionado una Fokker 70, que se trata de un avión de pasajeros bimotor de medio alcance. Sus características aparecen expresadas en la tabla 4.18.

**Tabla 4.17** Información de los aeropuertos empleados en las rutas.

Aeropuerto	Latitud	Longitud
Sevilla San Pablo	N37°25'4.8"	O5°53'35.2"
Barcelona El Prat	N41°19'40"	E2°5'41"
Lisboa Humberto Delgado	N38°46'27"	O9°508'03"
Madrid Barajas	N40°28'20"	O3°33'39"

**Tabla 4.18** Parámetros empleados correspondientes al Fokker 70 [32].

Parámetro	Valor
MTOW	36741 kg
S	93.5 m <sup>2</sup>
C <sub>D0</sub>	0.01277
C <sub>D2</sub>	0.039
CT	1.3605*10 <sup>-5</sup> kg/Ns
Planta propulsora	2x 61.6 kN
Capacidad	79 pasajeros
Alcance máximo	2040 km
OEW	22784 kg
Envergadura	28.08 m

donde MTOW corresponde con el peso máximo al despegue, OEW peso estructural de la aeronave, S a la superficie alar,  $C_{D0}$  y  $C_{D2}$  son coeficientes de resistencia y  $C_T$  corresponde al consumo específico. Ahora se muestran otros datos que también se han empleado para realizar los cálculos. Se ha supuesto que el crucero se desarrolla a una altitud tal que la presión equivale a 200hPa. Estos datos se muestran en la tabla 4.19.

**Tabla 4.19** Parámetros empleados en los cálculos [32].

Parámetro	Valor
V	234.72 m/s
h	11000 m
$\rho$	0.3216 kg/m <sup>3</sup>
g	9.80665 m/s <sup>2</sup>

donde V es la velocidad de vuelo, h la altitud a la que se realiza el crucero, la densidad atmosférica a dicha altitud y g la aceleración gravitatoria terrestre. Ahora se muestran los resultados que se han obtenido de acuerdo a las ecuaciones definidas en el apartado anterior.

**Tabla 4.20** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Lisboa.

Tiempo de vuelo	Distancia recorrida	Combustible consumido
2160 s	370.40 km	1099 kg

**Tabla 4.21** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Madrid.

Tiempo de vuelo	Distancia recorrida	Combustible consumido
2340 s	405.76 km	1171 kg

**Tabla 4.22** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Barcelona.

Tiempo de vuelo	Distancia recorrida	Combustible consumido
4440 s	810.53 km	2007 kg

A continuación, se realiza el cálculo de la energía necesaria para realizar cada una de las rutas, tal y como se ha realizado en el caso de la aeronave anterior. El valor del poder calorífico del combustible coincide con el del 787, siendo 12.19 kWh/kg. Al igual que antes, deben ser tenidos en cuenta los valores de los diferentes rendimientos presentes (tanto motor como propulsivo), para dar unos valores certeros de la potencia útil. Se muestran ahora en las diferentes tablas tanto los valores de los rendimientos como de los resultados obtenidos para los cálculos de energía y potencia.

#### 4.5.1 Sevilla-Lisboa

**Tabla 4.23** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Lisboa.

Energía Total	Potencia Total	Potencia Útil
13.39 MWh	22.32 MW	7.27 MW

#### Código 4.4 Vuelo Sevilla-Lisboa.

```
{TOW 33244.kg./ OEW 22672.kg./ Fuel 3405.kg./ Payload 7167.kg.}
```

```
Range mode: max.SAR, step-up cruise
```

```
Climb schedule: 244.kcas/ mach 0.715 above 34412.feet
```

```
Cruise at Mach = 0.649 {FL 350}
```

```
ICA 35000.feet, 374.ktas, 217.kcas, CL=0.48, 10186.newtons/eng=MCR-23%
```

```
FCA 35000.feet, 374.ktas, 217.kcas, CL=0.48, 10183.newtons/eng=MCR-23%
```

Distance	Time	Fuelburn
(n.miles)	(min.)	(kg.)
-----	-----	-----



Climb	111.	20.	968.	{S.L to ICA}
Cruise	5.	1.	17.	{ICA to ICA}
Descent	85.	16.	114.	{ICA to S.L}
	-----	-----	-----	
Trip total	200.	36.	1099.	
Block total	=====	54.	1421.	

Emissions:	taxi,t/o	climb	cruise	descent	app,taxi	total
(kg.NOx)	1.5	13.3	0.1	0.2	0.7	15.8
(kg.HC)	0.40	0.56	0.02	0.60	0.29	1.87
(kg.CO)	2.7	1.9	0.1	4.4	1.8	11.0
(kg.CO2)	549.	3060.	53.	359.	469.	4490.

#### Manoeuvre allowances:

taxi-out	97. kg. {extra to t/o mass}	9.0 min.
takeoff	77. kg.	1.0 min.
approach	94. kg.	3.0 min.
taxi-in	54. kg. {taken from reserves}	5.0 min.

#### Reserves {at landing mass 31975.kg.}:

Diversion distance	200. n.miles
Diversion mach	0.538
Diversion altitude	23548. feet
Diversion fuel	1059. kg.
Holding time	45. minutes
Holding mach	0.235
Holding altitude	1500. feet
Holding fuel	1076. kg.
Contingency fuel	0. kg. {0.% of mission fuel}
Total Reserve fuel	2136. kg.

### 4.5.2 Sevilla-Madrid

**Tabla 4.24** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Madrid.

Energía Total	Potencia Total	Potencia Útil
14.27 MWh	21.95 MW	7.14 MW

#### Código 4.5 Vuelo Sevilla-Madrid.

{TOW 33316.kg./ OEW 22672.kg./ Fuel 3477.kg./ Payload 7167.kg.}

Range mode: max.SAR, step-up cruise

Climb schedule: 244.kcas/ mach 0.715 above 34402.feet

Cruise at Mach = 0.648 {FL 350}

ICA 35000.feet, 373.ktas, 216.kcas, CL=0.48, 10189.newtons/eng=MCR-23%

FCA 35000.feet, 373.ktas, 216.kcas, CL=0.48, 10170.newtons/eng=MCR-23%

	Distance (n.miles)	Time (min.)	Fuelburn (kg.)	
Climb	111.	20.	972.	{S.L to ICA}
Cruise	23.	4.	85.	{ICA to ICA}
Descent	85.	16.	114.	{ICA to S.L}
Trip total	219.	39.	1171.	
Block total	=====	57.	1493.	

Emissions:	taxi,t/o	climb	cruise	descent	app,taxi	total
(kg.NOx)	1.5	13.3	0.6	0.2	0.7	16.3
(kg.HC)	0.40	0.57	0.12	0.60	0.29	1.97
(kg.CO)	2.7	1.9	0.5	4.4	1.8	11.4
(kg.CO2)	549.	3071.	270.	359.	469.	4717.

Manoeuvre allowances:

taxi-out	97. kg. {extra to t/o mass}	9.0 min.
takeoff	77. kg.	1.0 min.
approach	94. kg.	3.0 min.
taxi-in	54. kg. {taken from reserves}	5.0 min.

Reserves {at landing mass 31975.kg.}:

Diversion distance	200. n.miles
Diversion mach	0.538
Diversion altitude	23548. feet
Diversion fuel	1059. kg.

Holding time	45. minutes
Holding mach	0.234
Holding altitude	1500. feet
Holding fuel	1076. kg.

Contingency fuel                      0. kg. {0.% of mission fuel}

Total Reserve fuel                  2136. kg.

#### 4.5.3 Sevilla-Barcelona

**Tabla 4.25** Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Barcelona.

Energía Total	Potencia Total	Potencia Útil
24.46 MWh	19.83 MW	6.45 MW

**Código 4.6** Vuelo Sevilla-Barcelona.

{TOW 34150.kg./ OEW 22672.kg./ Fuel 4311.kg./ Payload 7167.kg.}

Range mode: max.SAR, step-up cruise

Climb schedule: 245.kcas/ mach 0.714 above 34166.feet

Cruise at Mach = 0.656 {FL 350}

ICA 35000.feet, 378.ktas, 219.kcas, CL=0.48, 10438.newtons/eng=MCR-21%

FCA 35000.feet, 378.ktas, 219.kcas, CL=0.47, 10252.newtons/eng=MCR-23%

	Distance (n.miles)	Time (min.)	Fuelburn (kg.)	
Climb	117.	21.	1015.	{S.L to ICA}
Cruise	235.	37.	877.	{ICA to ICA}
Descent	85.	16.	113.	{ICA to S.L}
Trip total	437.	74.	2005.	
Block total	=====	92.	2327.	

Emissions: taxi,t/o	climb	cruise	descent	app,taxi	total
(kg.NOx)	1.5	13.9	6.0	0.2	22.3
(kg.HC)	0.40	0.59	1.19	0.60	3.06
(kg.CO)	2.7	2.0	5.0	4.4	15.9
(kg.CO2)	549.	3206.	2770.	358.	7352.

Manoeuvre allowances:

taxi-out	97. kg. {extra to t/o mass}	9.0 min.
takeoff	77. kg.	1.0 min.
approach	94. kg.	3.0 min.
taxi-in	54. kg. {taken from reserves}	5.0 min.

Reserves {at landing mass 31975.kg.}:

Diversion distance	200. n.miles
Diversion mach	0.538
Diversion altitude	23545. feet
Diversion fuel	1059. kg.

Holding time	45. minutes
Holding mach	0.235
Holding altitude	1500. feet
Holding fuel	1076. kg.
Contingency fuel	0. kg. {0.% of mission fuel}
Total Reserve fuel	2136. kg.

## 4.6 Cálculo de masa de baterías para las rutas estudiadas

En este apartado se calculan los kilogramos que serían necesarios de batería para cubrir las necesidades energéticas de vuelos completamente eléctricos de acuerdo a los cálculos realizados en apartados anteriores. Teniendo en cuenta lo detallado en el capítulo anterior se presentan los principales tipos de baterías que se espera puedan ser empleadas en este nuevo tipo de aeronaves. Se muestran tanto los valores actuales como los teóricos que se espera sean posible alcanzar en un futuro (tabla 4.26).

**Tabla 4.26** Valores característicos principales tipos de baterías [28].

Tipo	Valor Teórico	Valor Actual
Ión-Litio	390 Wh/kg	250 Wh/kg
Zn-Aire	1090 Wh/kg	400-500 Wh/kg
Li-S	2570 Wh/kg	500-1250 Wh/kg
Li-O2	3500 Wh/kg	800-1750 Wh/kg

Para cada una de las rutas, se presenta una gráfica de barras acumulativa, donde se suman el peso estructural del avión, la carga de pago y el peso agregado por las baterías. Aparece adicionalmente un área sombreada punteada que indica el MTOW, que implica el peso máximo que puede tener la aeronave para que el despegue sea posible. Antes de proceder a mostrar los resultados obtenidos, se presenta unas tablas (4.27 y 4.28) donde aparecen reflejados, tanto para el caso del Boeing 787 como para la Fokker 70, los valores de la carga de pago, el OEW (peso de operación en vacío) y MTOW (peso máximo al despegue).

**Tabla 4.27** Pesos correspondientes al Boeing 787 [6].

Peso máximo al despegue l	Peso de operación en vacío	Carga de pago
219539 kg	114532 kg	63050 kg

**Tabla 4.28** Pesos correspondientes al Fokker 70 [32].

Peso máximo al despegue l	Peso de operación en vacío	Carga de pago
36741 kg	22784 kg	4763 kg

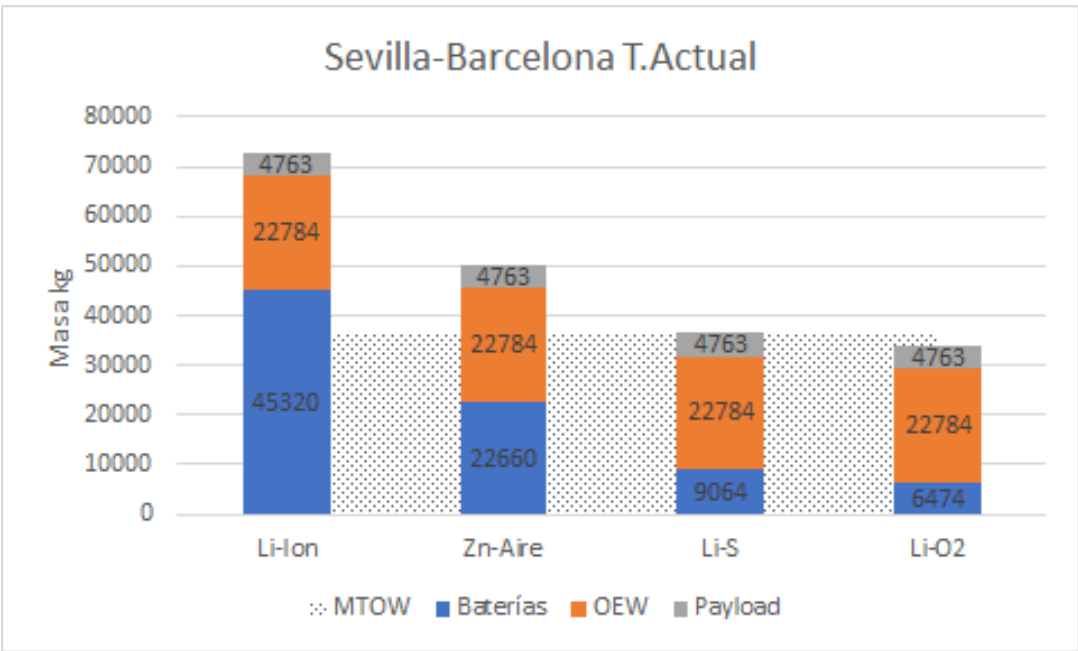
Se muestran también los resultados obtenidos para el consumo de energía de cada una de las rutas anteriores pero teniendo en cuenta que debido a la utilización de las baterías ha

cambiado el rendimiento, siendo éste ahora de 0.70.

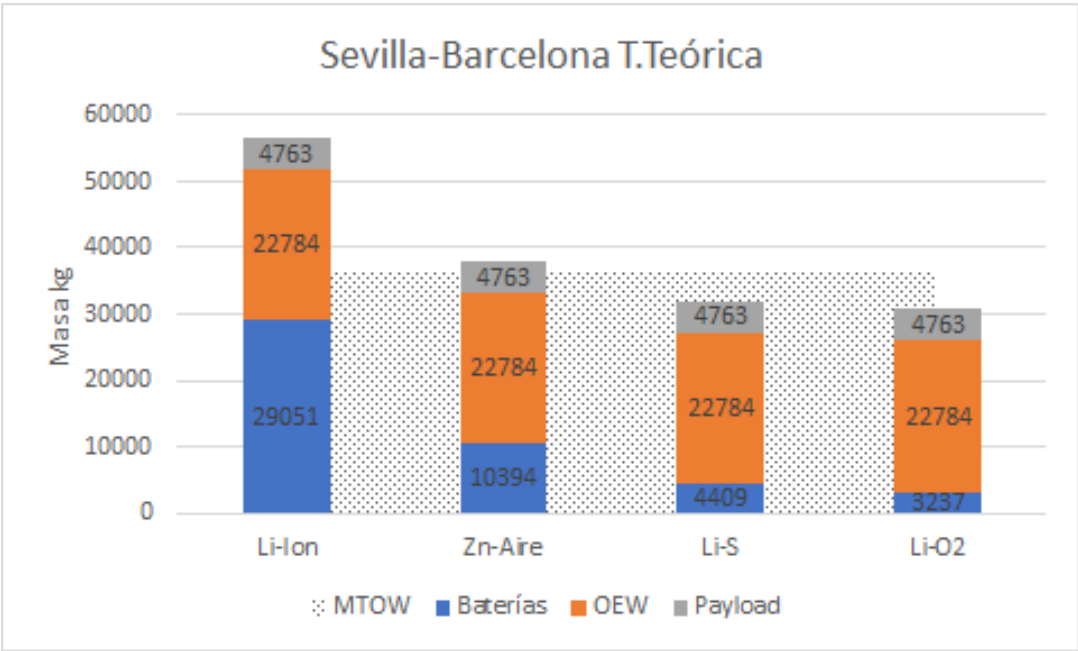
**Tabla 4.29** Energía requerida para cada ruta.

<b>Ruta</b>	<b>Energía requerida al emplear baterías</b>
Sevilla-Milán	50.31 MWh
Sevilla-Budapest	76.10 MWh
Sevilla-Estambul	97.78 MWh
Sevilla-Lisboa	6.23 MWh
Sevilla-Madrid	6.63 MWh
Sevilla-Barcelona	11.33 MWh

4.6.1 Sevilla-Barcelona



**Figura 4.4** Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Barcelona.



**Figura 4.5** Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Barcelona.

## 4.6.2 Sevilla-Budapest

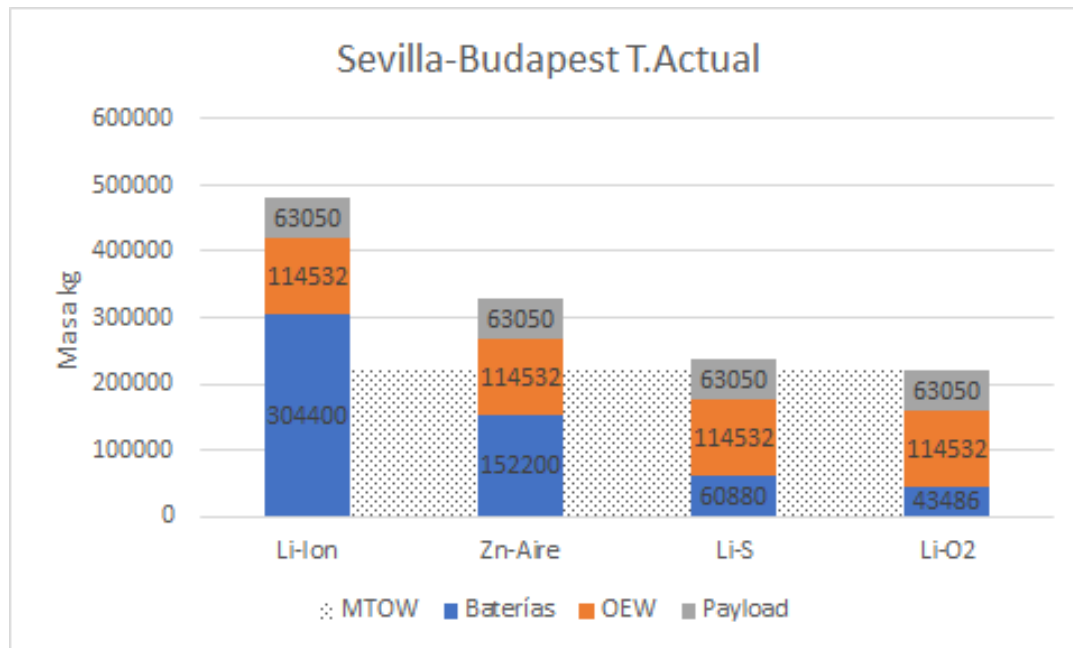


Figura 4.6 Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Budapest.

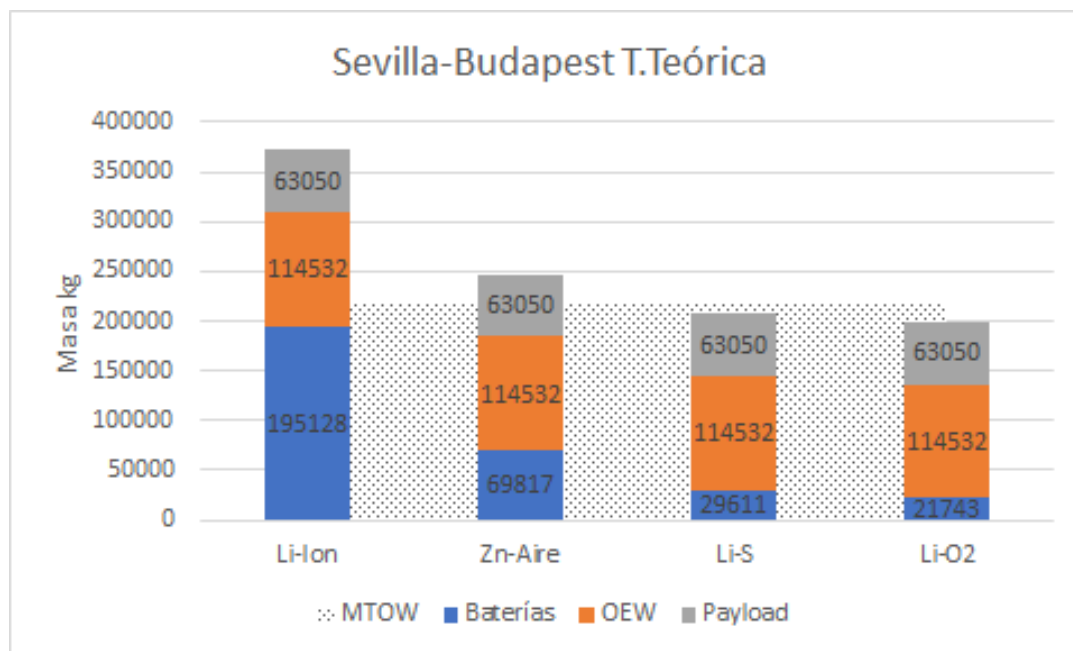


Figura 4.7 Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Budapest.

4.6.3 Sevilla-Estambul

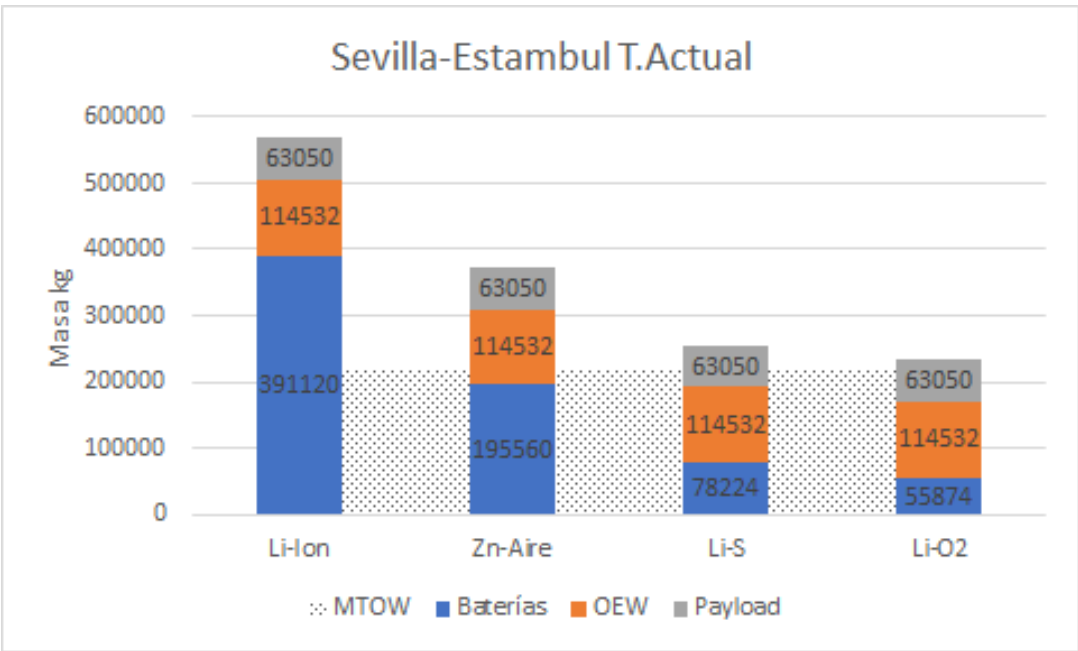


Figura 4.8 Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Estambul.

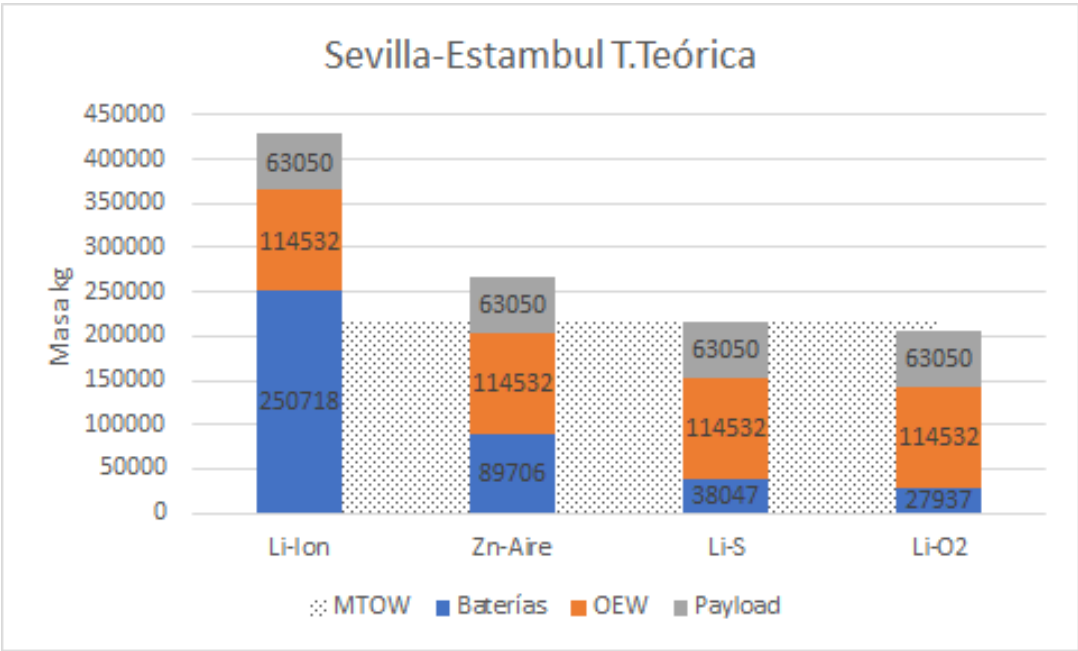
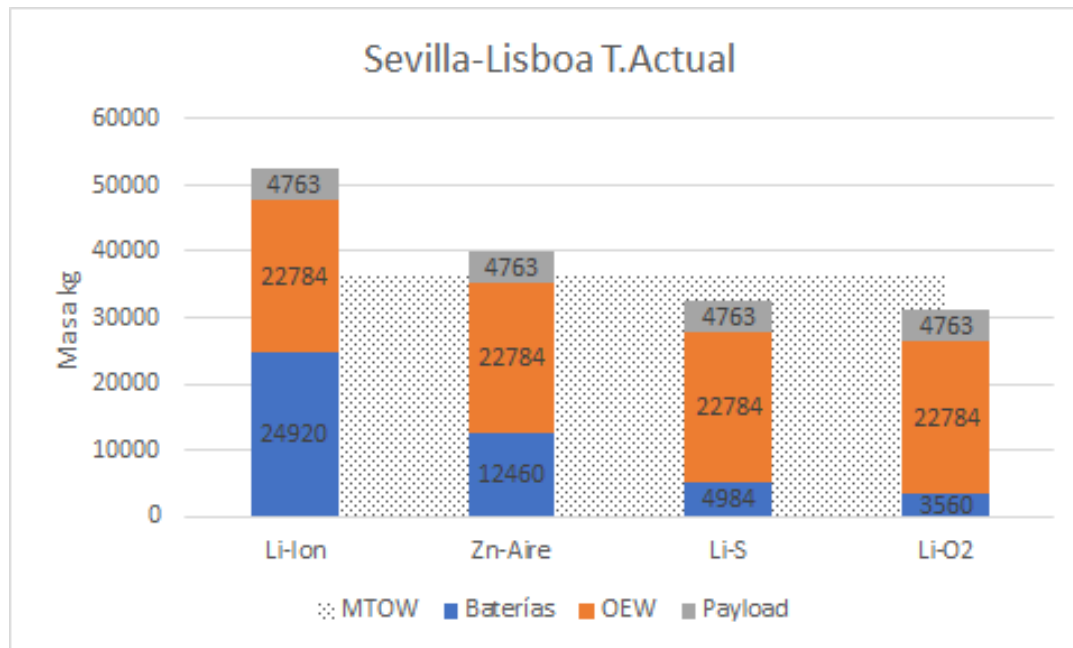


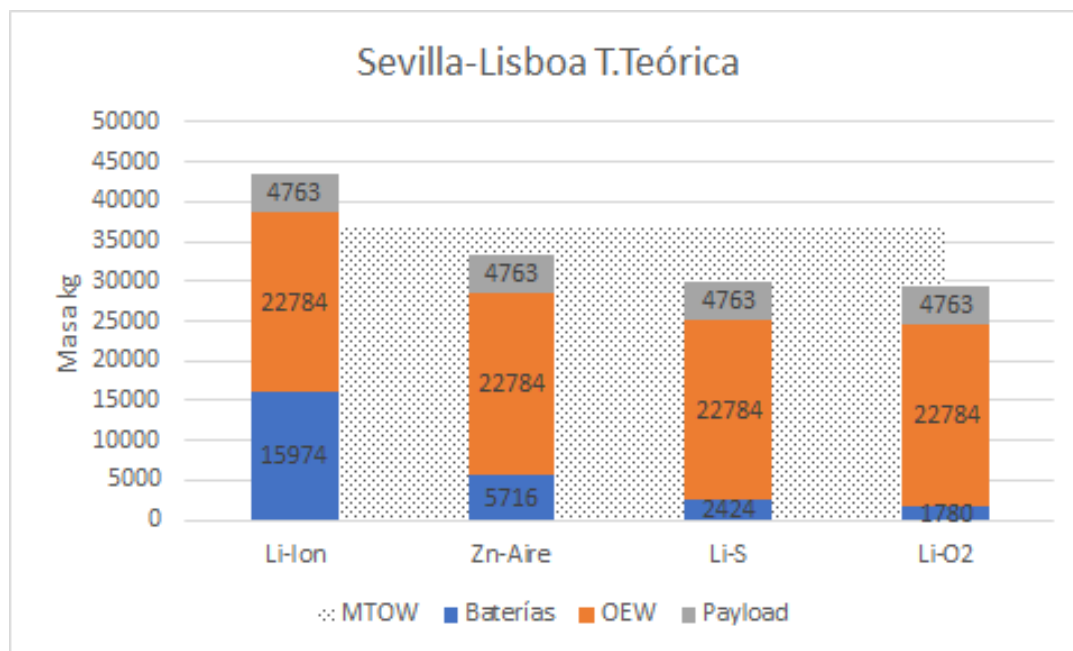
Figura 4.9 Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Estambul.



## 4.6.4 Sevilla-Lisboa



**Figura 4.10** Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Lisboa.



**Figura 4.11** Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Lisboa.

4.6.5 Sevilla-Madrid

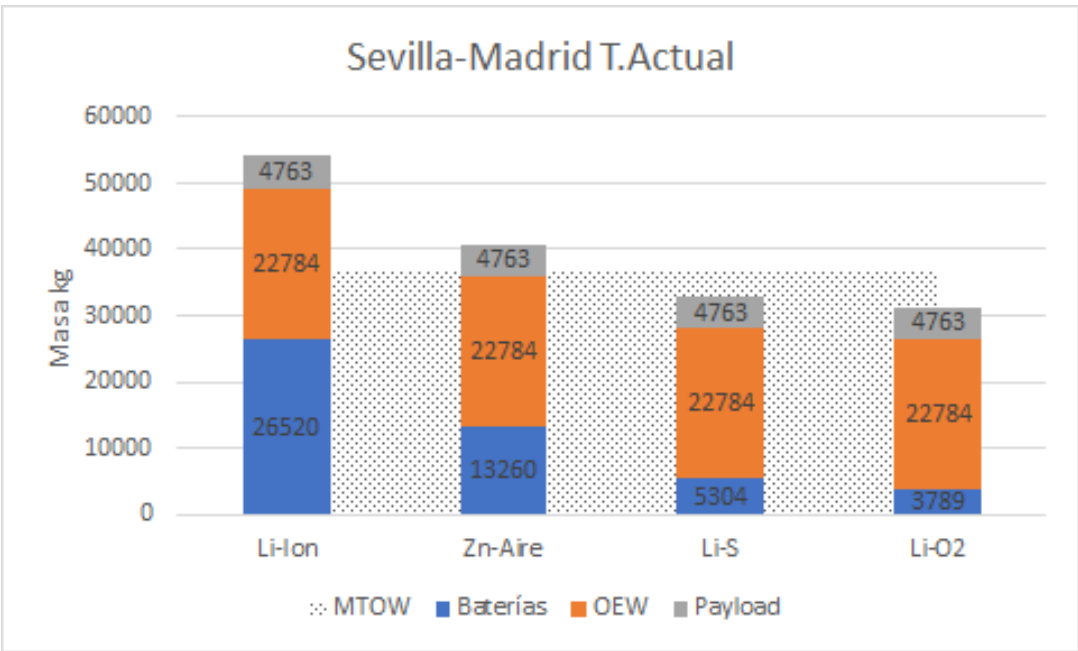


Figura 4.12 Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Madrid.

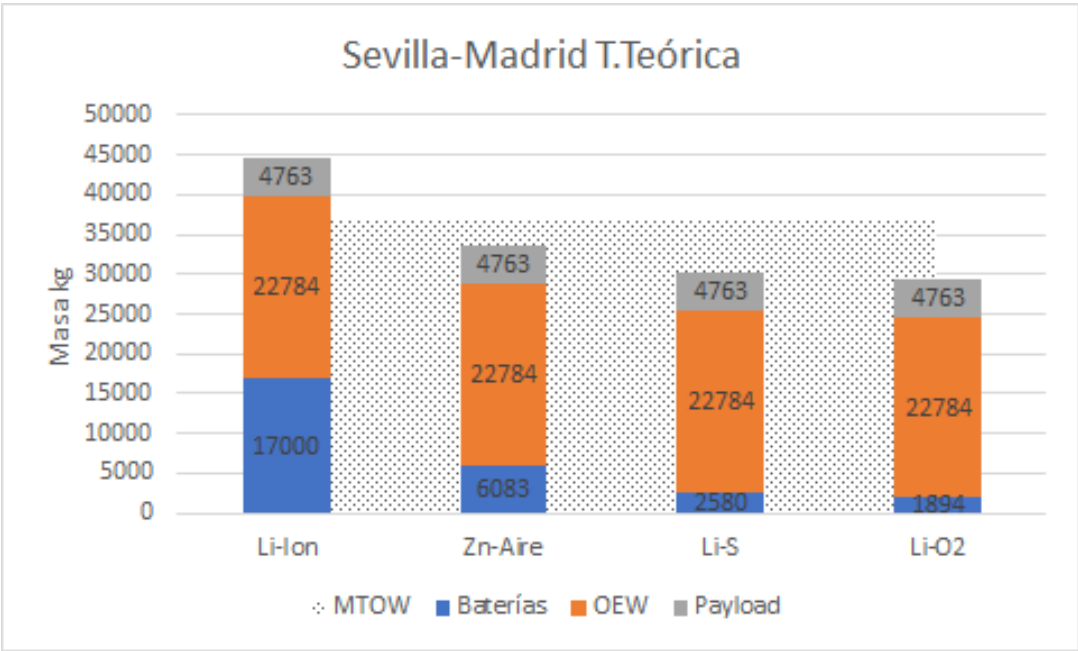


Figura 4.13 Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Madrid.

## 4.6.6 Sevilla-Milán

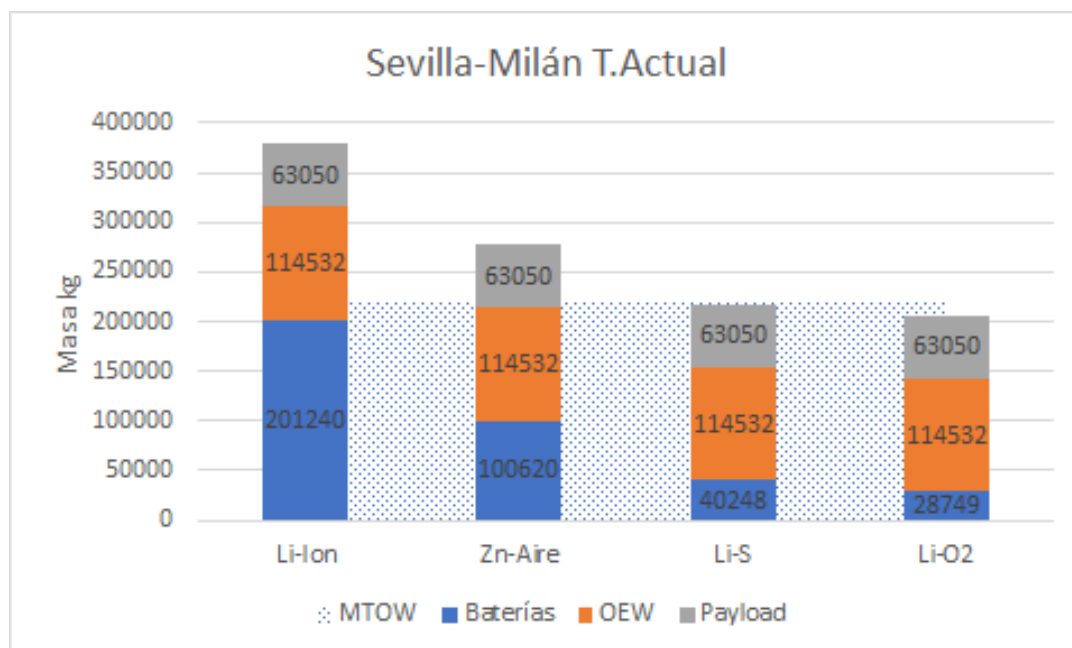


Figura 4.14 Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Milán.

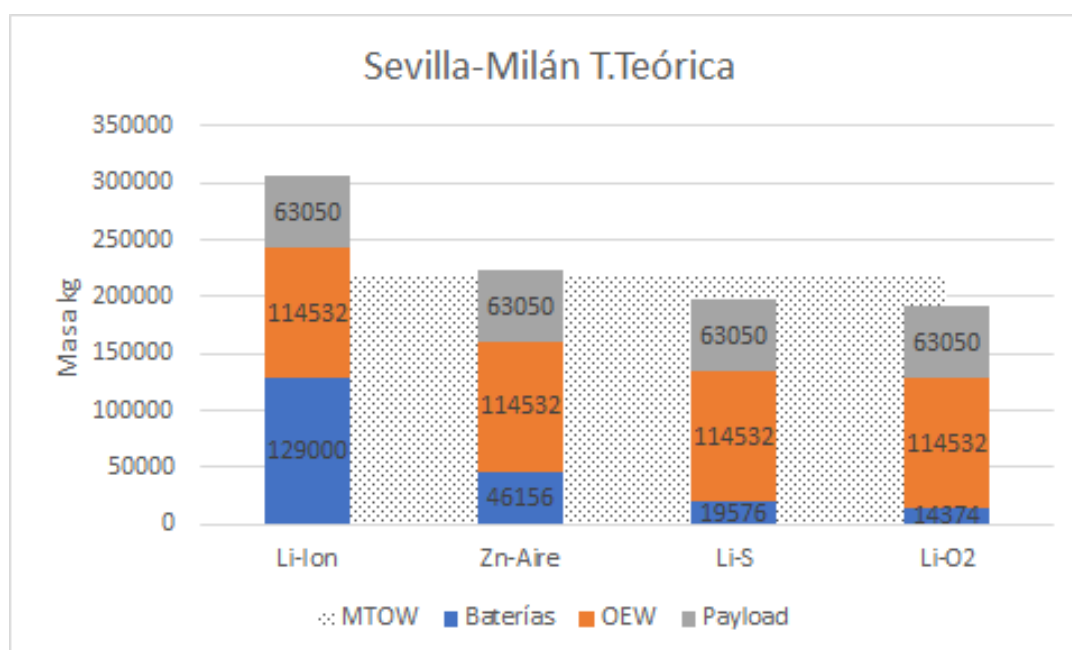


Figura 4.15 Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Milán.

## 4.7 Observaciones

Se observa que en la mayoría de los casos se excede enormemente el MTOW, sobre todo en el caso de las baterías Ión-Litio (incluido con el desarrollo de tecnologías futuras más eficientes), lo que supone una gran desventaja, pues son las que tradicionalmente se vienen usando

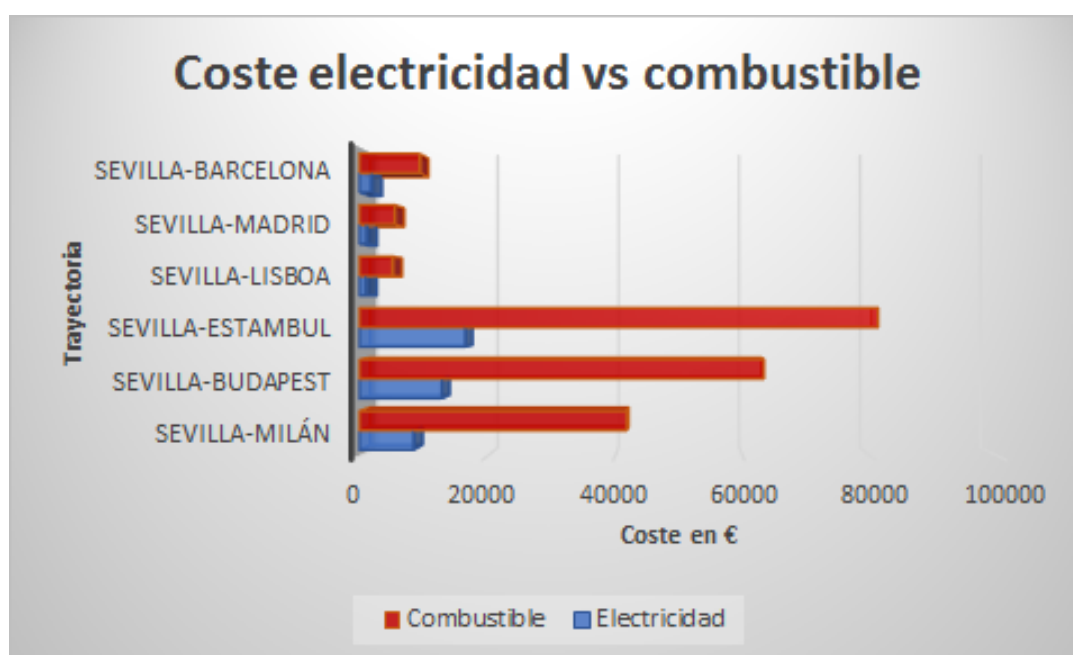
en el ámbito aeronáutico y para las que existe un mayor control en cuanto a seguridad en la legislación vigente. Para que fuera posible realizar un vuelo totalmente eléctrico sería indispensable disminuir el peso a través de, o bien la carga de pago, o bien el peso estructural del avión. Lo primero de ello podría conseguirse disminuyendo el equipaje permitido a bordo y/o el número de pasajeros. Lo segundo podría conseguirse o bien mejorando parámetros aerodinámicos (que afectarían a la sustentación o resistencia) o a través de materiales más ligeros que permitirían disminuir el OEW.

Desde el punto de vista de otras tecnologías de baterías (como las de Li-S y Li-O<sub>2</sub>) sí parece posible realizar vuelos totalmente eléctricos. Aún así, al estar en fase de desarrollo e investigación, traen numerosas incógnitas, tanto en el ámbito de la seguridad como en los diferentes métodos de almacenamiento a bordo. Otros factores muy importantes que no se han tenido en cuenta al realizar la comparación son el número de ciclos de cada tipo de batería, tiempos de carga y descarga...

A modo de conclusión se observa que los vuelos totalmente eléctricos sólo se presentan atractivos para trayectos de corto-medio alcance y para cargas de pago muy reducidas. Por ello, en el siguiente apartado se ha decidido hacer un estudio usando una aeronave con estas características que muestra cómo varía el rango en función de los diferentes parámetros que afectan a un vuelo totalmente eléctrico.

## 4.8 Costes

Se ha realizado un estudio desde la perspectiva de la viabilidad sobre la aeronave totalmente eléctrica en los apartados anteriores. Ahora se introduce una breve visión desde el punto de vista de los costos. En primer lugar, resulta interesante comparar los costes asociados al combustible (para una aeronave convencional) y a la energía eléctrica (para el caso de una aeronave propulsada eléctricamente) como primera aproximación (ver tabla 4.30 y fig 4.16). Para ello se han utilizados los valores de [15] asociados al precio del combustible y el precio del KWh en España. Se obtienen los resultados presentados en la siguiente gráfica.



**Figura 4.16** Coste del combustible frente a la electricidad [35].

**Tabla 4.30** Coste del combustible frente a la electricidad [35].

	<b>Combustible</b>	<b>Electricidad</b>
<b>Sevilla-Milán</b>	41862	8536
<b>Sevilla-Budapest</b>	63317	12912
<b>Sevilla-Estambul</b>	81158	16590
<b>Sevilla-Lisboa</b>	5176	1057
<b>Sevilla-Madrid</b>	5515	1125
<b>Sevilla-Barcelona</b>	9444	1922

Se observa que en todos los casos se cumple que el precio del combustible es mayor, existiendo una diferencia muy notable para la trayectoria global en el caso de grandes rutas o grandes aeronaves como el Boeing 787. También deben ser tenidos en cuenta otros factores tales como [29]:

### **Costes de adquisición**

Los motores eléctricos se espera que sean menos costosos desde el punto de vista de los materiales y la fabricación que los motores convencionales. Sin embargo, otros aspectos, tales como los procesos de certificación, los sistemas de enfriamiento y refrigeración o los sistemas de electrónica de potencia no se espera que varíen mucho respecto a los tradicionales. El mayor inconveniente que se presenta es el peso de las baterías, que requerirá mejoras estructurales y un mayor poder de propulsión. Otro factor importante son los numerosos estudios que deben ser llevados a cabo en cuanto a investigación y desarrollo necesarios para introducir el avión eléctrico, puesto que en el ámbito aeronáutico no se dispone de la libertad en volumen o masa disponible en el campo de automóviles. Por lo tanto, se puede concluir que, a corto plazo, debido a la escasez de tecnología disponible, los costes de adquisición para aviones totalmente eléctricos serán mayores que los de aviones convencionales. Sin embargo, en un futuro, cuando exista cierta competencia en el mercado, se conseguirán precios menores.

### **Vida de la aeronave**

No se cree que la propulsión eléctrica influya en la vida de diseño de la aeronave. Es importante señalar que existen ciertas hipótesis de que una menor vibración puede implicar una reducción de la fatiga del fuselaje en algunas secciones.

### **Costes de mantenimiento**

Sacando partido de la miniaturización de la electrónica, la aeronave eléctrica empleará una amplia gama de sistemas que controlarán las temperaturas, vibraciones y datos relevantes en tiempo real de forma que se monitorice continuamente el estado del motor. Así, se espera que los costes de mantenimiento puedan ser reducidos. Debido a la tecnología de este nuevo tipo de aeronaves eléctricas se detectarán con más facilidad los fallos de los sistemas. De esta forma, aquellos que no funcionen acorde a las altas exigencias de seguridad deberán ser reemplazados. Dado que los parámetros están continuamente monitorizados, las sustituciones de las piezas se harán en el momento exacto, antes de que los defectos causados sean mayores y ocasionen mayores daños.



## 5 Análisis del consumo de combustible para un modelo tipo MEA del Boeing 787

---

Tal y como se concluyó en el apartado anterior, los vuelos totalmente eléctricos suponen un desafío enorme, dando resultados positivos sólo para aeronaves pequeñas y de corto alcance. Por ello, para lograr el objetivo de vuelos más eléctricos, las aeronaves comerciales deberían optar por soluciones híbridas. En este capítulo se realiza un breve análisis de lo que implicaría una posible sustitución de la APU (Auxiliary Power Unit) por un sistema de celdas de combustible en un Boeing 787 [35]. En primer lugar, se realizan una serie de estimaciones de peso que permitan conocer cómo variará el peso total de la aeronave. Posteriormente, se realiza un análisis sobre cómo afecta esta variación de peso al vuelo, sobre todo prestando especial atención en el consumo de combustible. Finalmente se muestra qué combustible se ahorraría empleando el sistema basado en celdas de combustible frente a uno tradicional haciendo uso de la herramienta anteriormente mencionada Piano X.

### 5.1 Integración en el sistema del 787

Lo primero que se debe estudiar es cómo afecta el sistema SOFCPU a la aeronave en términos de masa. Para ello, se analizan uno a uno los diferentes factores que contribuyen para dicho cálculo.

#### 5.1.1 Sistema de distribución de potencia

Se presentan tanto la configuración tradicional del sistema de potencia como una nueva modificada que pretende ajustarse a un modelo basado en celdas de combustible. Debido a esta nueva configuración, se esperan cambios asociados en la generación directa de 270 VDC y su conversión para obtener 120 VCA. Dado que se modifican los elementos implicados en el sistema de generación de corriente, también se producirá una variación en el peso de la aeronave. Se producirá una disminución de las pérdidas como causa de la generación directa de los 270 VDC, así como una reducción del peso como causa del nuevo convertidor de potencia que sustituye al tradicional.

El ahorro de peso en equipos de conversión de potencia se estima en 266 kg. Este ahorro se ha calculado gracias a una media de lo que pesa una unidad de potencia, dependiendo de si es corriente alterna o continua, y la eficiencia de su conversión. Se observa en la siguiente tabla.

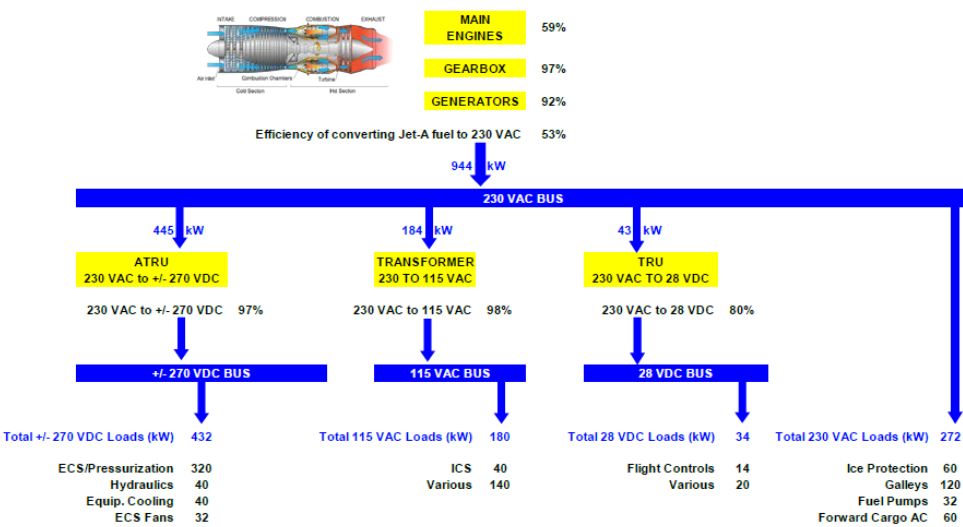


Figura 5.1 Sistema de distribución de potencia de la aeronave tradicional [35].

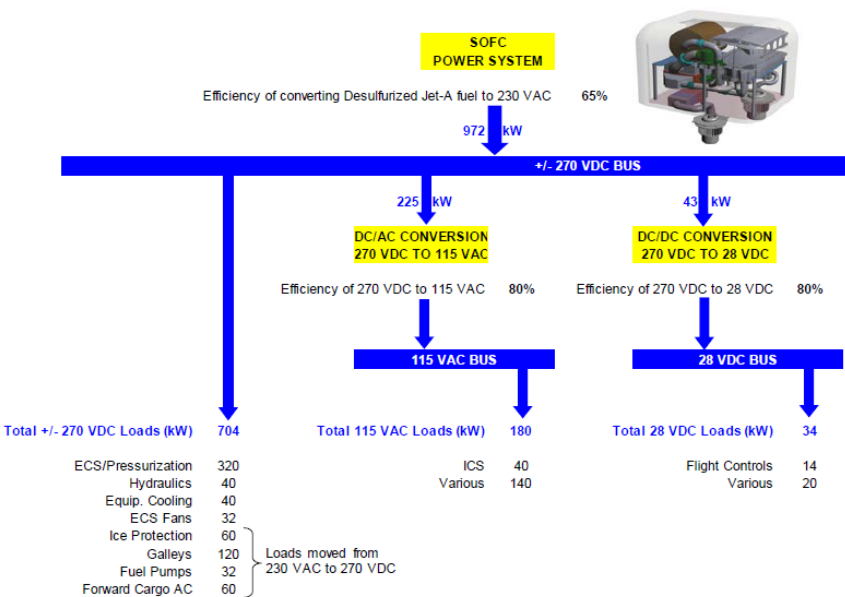


Figura 5.2 Sistema de distribución de potencia de la aeronave modificada [35].



**Tabla 5.1** Ahorro de combustible frente a eficiencia [35].

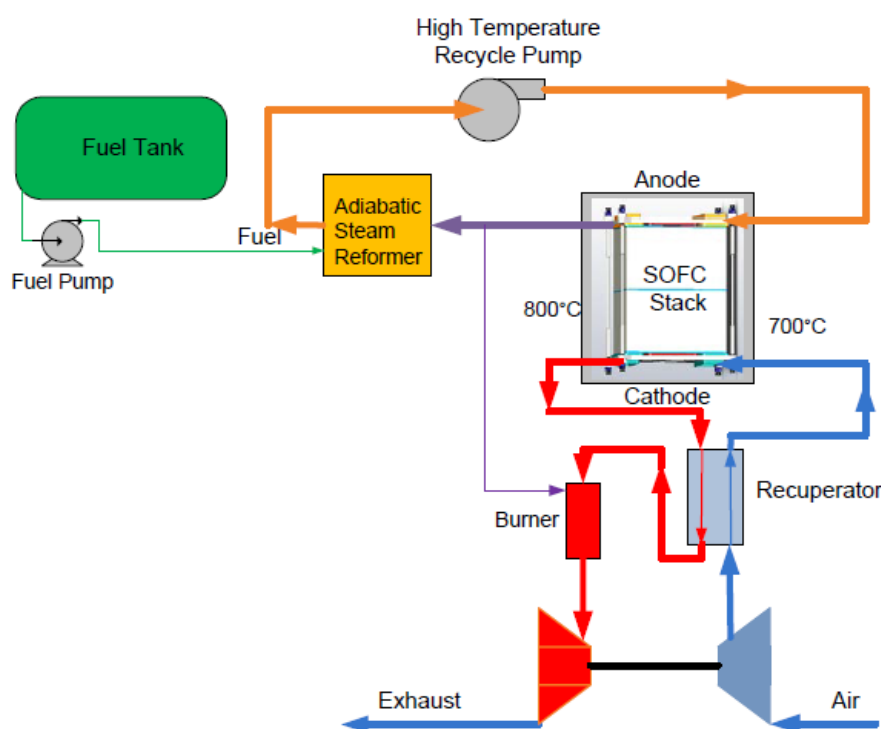
Eficiencia	Ahorro de combustible en kg/h
80 %	42
75 %	36
70 %	28
65 %	19
60 %	9

### 5.1.2 Mejora de la eficiencia

La eficiencia, siendo mucho mayor en el nuevo sistema que en los convencionales, tendrá implícita una disminución en el consumo del combustible, pues, aunque la potencia útil sea la misma, la potencia total necesario será menor debido a la mejora del rendimiento. En la tabla 5.1 se muestran los valores del combustible ahorrado por hora según los valores de eficiencia.

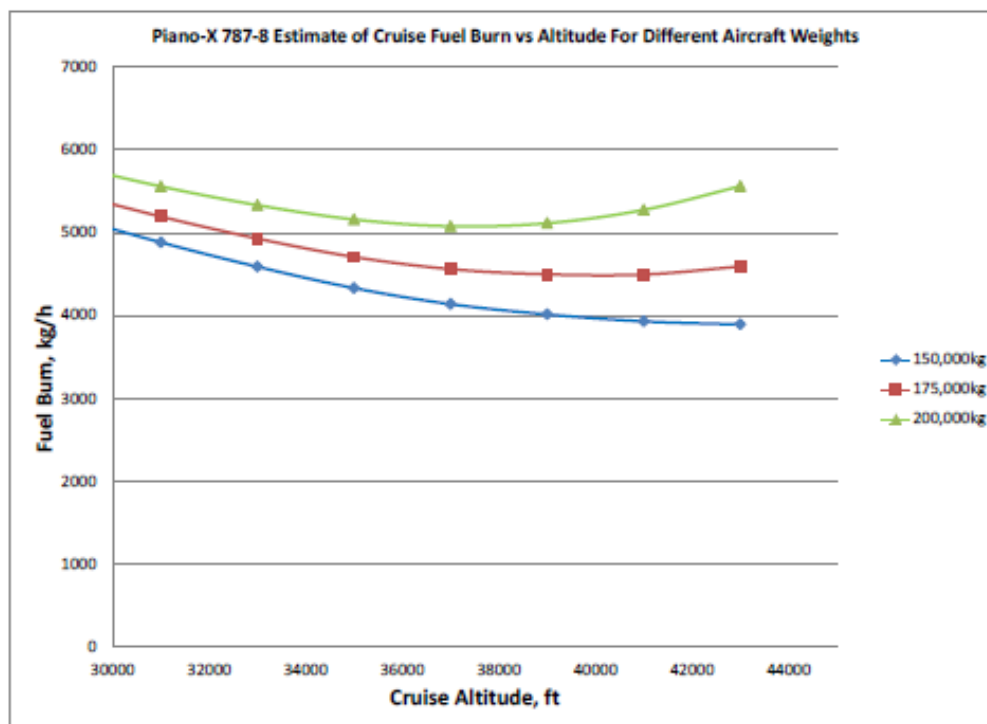
### 5.1.3 Nuevo sistema SOFCPU

El nuevo sistema está formado principalmente por cuatro elementos, que son: una turbina y un compresor, un reformador y la propia celda de combustible. La figura 5.3 muestra un esquema superficial del sistema.

**Figura 5.3** Esquema del sistema SOFCPU [35].

Dado que por lo general el sistema SOFCPU pesa más que el tradicional, al tener un mayor peso la aeronave necesitará mayor potencia, por lo que se producirá una mayor demanda de combustible para realizar el mismo trayecto. Es importante considerar también que se produce un ahorro de 245kg al eliminar la APU.

## 5.2 Masa total



**Figura 5.4** Combustible consumido frente a altitud de vuelo [35].

Es importante señalar que no se trata de una simple operación de suma (abla 5.2) pues, dado que se modifica el peso total de la aeronave, otros parámetros se verán afectados, tales como la velocidad de vuelo o la altura a la que se realiza el crucero. Esto es debido a que las ecuaciones de la mecánica de vuelo establecen unas condiciones óptimas para cada carga de pago que lleve la aeronave. Así, aunque el trayecto sea el mismo, no se producirá exactamente en las mismas condiciones. Para tener en cuenta todos estos cambios y optimizaciones se ha hecho imprescindible el empleo de la herramienta Piano X, que establece las condiciones óptimas para cada configuración de forma automática.

A modo de ejemplo se muestra la gráfica 5.4 [35] donde se puede observar el consumo de combustible para diferentes cargas de pago y altitudes de crucero. De esta forma, mientras que para los vuelos con menor carga de pago se necesitan altitudes grandes para conseguir eficiencia en el consumo de combustible, para vuelos con un mayor peso se deberá volar a altitudes más bajas para ello.

## 5.3 Cálculos

Es este apartado se muestran los kilogramos de combustible (obtenidos a través de Piano X) necesarios para trayectos de diferente longitud usando un Boeing 787 convencional y el modelo modificado que implicaría un mayor peso al despegue. Primero (fig 5.5) se muestra el combustible consumido por un vuelo tradicional para varias distancias. En segundo lugar (fig 5.6), se incorpora a la aeronave un sistema basado en celdas de combustible duplicado de acuerdo a la redundancia. Por último, se repiten los cálculos para un tercer caso donde el sistema de celdas de

**Tabla 5.2** Pesos correspondientes a los componentes del sistema de celdas de combustible.

Elemento	Masa
Stack y armazón	581.6 kg
Encapsulado y aislamiento	135.9 kg
Encabezados de las celdas de combustible	80.3 kg
Recuperador del cátodo	43.9 kg
Soportes	34.1 kg
Soplador de ánodo	23.5 kg
Reformador de vapor	18.7 kg
Compresor/Expansor	6.8 kg
Combustor	1.3 kg
Conductos	12.4 kg
Total	938.5 kg

combustible está triplicado (caso más real conforme a la estricta redundancia requerida). El peso se ha estimado como los 938.5 kg calculados más 100 kg que vendrían dado por los elementos que no se han tenido en cuenta en la estimación del peso. En la tabla 5.3 se han recogido los resultados obtenidos para cada caso.

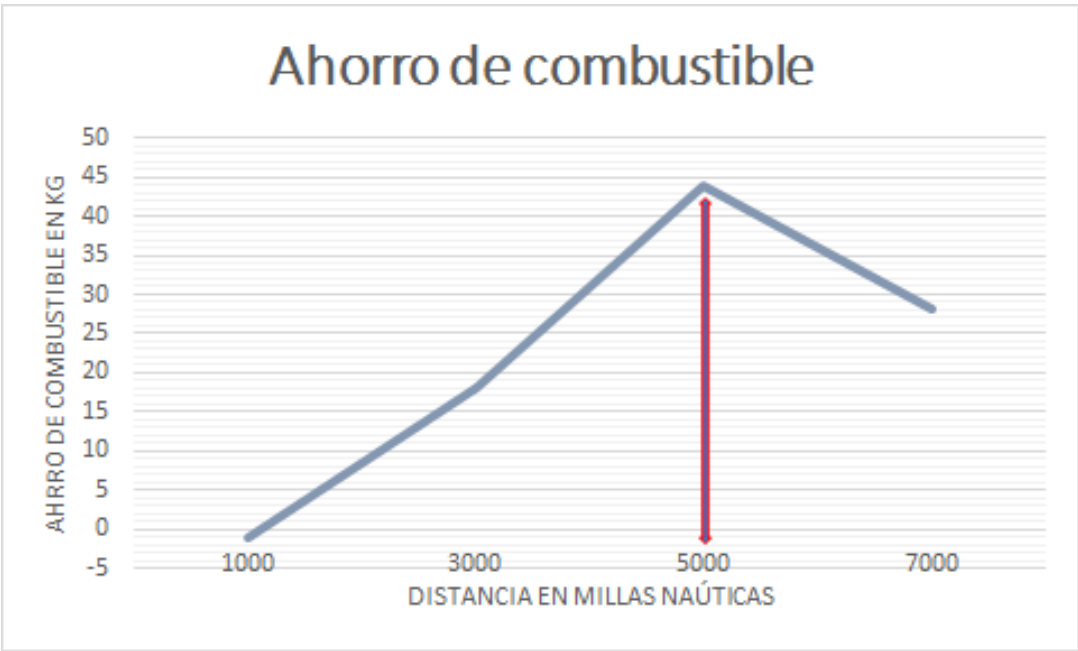
**Tabla 5.3** Consumo de combustible para diferentes distancias de vuelo.

	1000 nmi	3000 nmi	5000 nmi	7000 nmi
<b>Vuelo convencional</b>	8677	25795	44849	66264
<b>Primera opción</b>	8678	25777	44805	66236
<b>Segunda opción</b>	8730	25956	45106	66686

Para realizar los cálculos se ha añadido el peso estimado como consecuencia de usar un sistema SOFCPU al modelo inicial, causando modificaciones en las altitudes a las que realiza el crucero. Dado que la redundancia es crucial en el sistema, se ha duplicado el sistema SOFCPU. Para tener en cuenta la eficiencia mejorada se han restado los kilogramos de combustible estipulados durante la fase de crucero.

Dado que las fases de ascenso y descenso son similares, el ahorro de combustible es más notable cuanto mayor es la fase de crucero, es decir, para distancias más largas. Sin embargo, como bien se ha comentado antes, las altitudes a las que se realiza el crucero y la potencia necesaria para elevar una aeronave con tal masa también aumentan el combustible total necesario. Así, se concluye que para distancias cortas los cambios apenas son notables, y para distancias largas, el hecho de que se eleve la altitud de crucero puede ser perjudicial. Los valores óptimos se consiguen para una distancia de unas 3000 a 5000 millas náuticas. En el caso en el que se triplica el sistema (caso que representa una situación más real en términos relativos a redundancia y seguridad) se obtiene que en ninguno de los casos se puede ahorrar combustible.

Aun así, hay que señalar que estos cálculos se han realizado para hipótesis muy simplificadas y sería necesario un estudio en más profundidad para poder estimar de forma adecuada los pesos necesarios.



**Figura 5.5** Diferencia de combustible consumido en el primer caso.



**Figura 5.6** Diferencia de combustible consumido en el segundo caso.

## 6 Análisis del rango para un modelo totalmente eléctrico del Fokker 70

---

En este capítulo se hace un breve análisis sobre cómo influye una electrificación total del modelo Fokker 70 en el rango. Primero se plantean una serie de ecuaciones hasta deducir la correspondiente al rango de una aeronave totalmente eléctrica. Posteriormente en el siguiente apartado se estudia cómo varía el rango al modificar aquellos parámetros (aerodinámicos, estructurales, relativos a las baterías) que afectan a la ecuación deducida en la sección anterior

### 6.1 Ecuaciones de rango

El rango de una aeronave depende de la energía disponible, el sistema de propulsión, la masa de la aeronave y sus propiedades aerodinámicas. Las ecuaciones de rango [28] para el caso clásico en el que la aeronave quema combustible es bien conocida y se ha derivado para varias condiciones de crucero. En el caso de aeronaves alimentadas por baterías, la masa de la aeronave permanece constante y por tanto, la ecuación del rango se ve simplificada. El rango se define a partir de la velocidad de vuelo y el tiempo de vuelo

$$R = v_{\infty} t \quad (6.1)$$

En el caso de aeronaves alimentadas con baterías, el tiempo de vuelo es equivalente al tiempo que tarda la batería en descargarse, que en condiciones ideales viene dado como

$$t = \frac{m_{bateria} E^*}{P_{bateria}} \quad (6.2)$$

Insertando el tiempo de vuelo en la ecuación de rango

$$R = v_{\infty} \frac{m_{bateria} E^*}{P_{bateria}} \quad (6.3)$$

La potencia

obtenida de la batería está relacionada con la potencia propulsiva requerida por la aeronave

$$P_{bateria} = \frac{P_{aeronave}}{\eta_{total}} \quad (6.4)$$

donde la potencia requerida está ligada al peso, el coeficiente L/D y la velocidad de vuelo

$$P_{aeronave} = D_{aeronave} v_{\infty} \frac{mg}{L/D} \quad (6.5)$$

A partir de la ecuación anterior, la potencia de batería viene dada como

$$P_{bateria} = \frac{mg}{L/D\eta_{total}} v_{\infty} \quad (6.6)$$

y puede ser insertada en la ecuación del rango

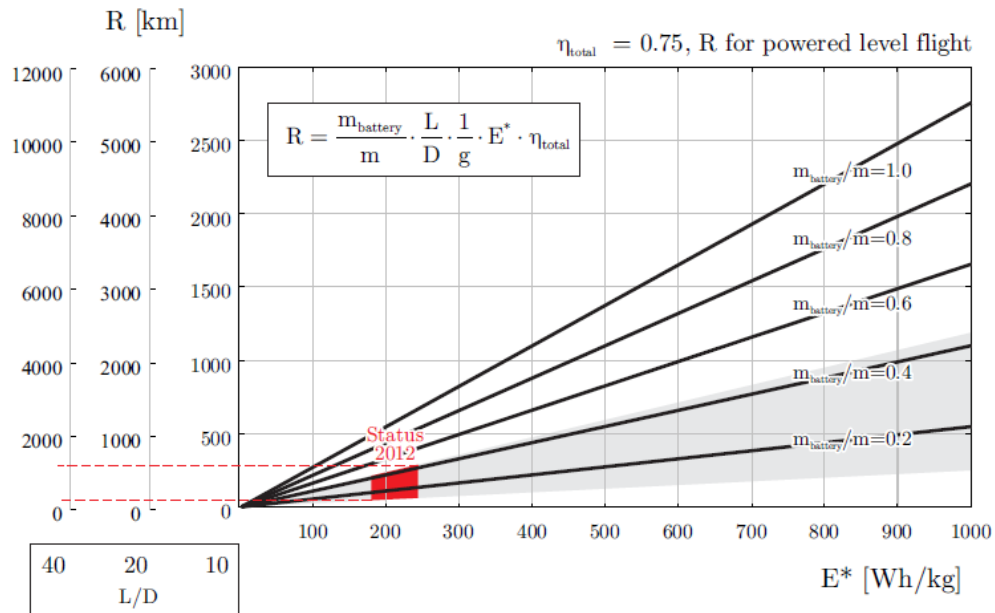
$$R = v_{\infty} \frac{m_{bateria} E^*}{\frac{mg}{L/D\eta_{total}} v_{\infty}} \quad (6.7)$$

Finalmente, la ecuación simplificada queda

$$R = E^* \eta_{total} \frac{1}{g} \frac{L}{D} \frac{m_{bateria}}{m} \quad (6.8)$$

Se puede observar que el rango es independiente de la velocidad de vuelo, que sólo afecta de forma indirecta a través del coeficiente L/D y la eficiencia total. Para obtener el rango máximo deben ser maximizados los siguientes parámetros:

- el cociente de masa de la batería frente a la masa total  $m_{bateria}/m_{total}$
- capacidad energética específica de la batería  $E^*$
- el coeficiente L/D
- eficiencia total del sistema  $\eta_{total}$
- la masa de la aeronave debe ser minimizada m



**Figura 1** Rango frente a energía específica para diferentes baterías [28].

En la figura 1 se muestra el rango frente a la energía específica para diferentes baterías. El eje vertical está configurado para tres coeficientes L/D diferentes, que van desde aeronaves más pequeñas hasta otras de mayor tamaño. El triángulo sombreado representa el rango que se puede alcanzar con la tecnología disponible.

Ahora se estudian las sensibilidades del rango para ver cómo afectan cada uno de los diferentes parámetros

$$\frac{\partial R}{\partial f_e} = \frac{\partial R}{\partial f_p} = E^* \eta_{total} \frac{-1}{g} \frac{L}{D} \quad (6.9)$$

Un cambio en el peso en vacío o en la carga de pago es más crítico cuando L/D o la eficiencia son altos

$$\frac{\partial R}{\partial m} = E^* \eta_{total} \frac{-1}{g} \frac{L}{D} m_{batera} \frac{1}{m^2} \quad (6.10)$$

Se observa una fuerte dependencia en la masa invertida. Así, una aeronave más ligera es más sensible al cambio que una pequeña.

$$\frac{\partial R}{\partial L/D} = E^* \eta_{total} \frac{1}{g} (1 - f_e - f_p) \quad (6.11)$$

Muestra que una aeronave es más sensible a cambios en el coeficiente L/D. Al derivar respecto a la energía los resultados obtenidos son similares

$$\frac{\partial R}{\partial E^*} = \eta_{total} \frac{1}{g} (1 - f_e - f_p) \frac{L}{D} \quad (6.12)$$

## 2 Resultados

A continuación, se realizan una serie de propuestas para poder conseguir el objetivo perseguido. Se muestra también una tabla (tab 1) con los parámetros empleados para los cálculos del rango correspondientes al modelo de aeronave utilizada.

**Tabla 1** Parámetros empleados en la ecuación del rango [32].

Parámetro	Valor
Densidad energética de la batería	180 Wh/kg
Eficiencia	0.7
L/D	15.51
Peso en vacío	36741 kg
$C_L$	0.48
Carga de pago	9194 kg
Peso motores	3002.8 kg

### 2.1 Sustitución del sistema convencional de propulsión por uno eléctrico

El rango máximo con el sistema de combustible tradicional era 3410 km. La primera modificación consiste en sustituir el sistema tradicional de combustible por un sistema de baterías eléctricas que suponemos tiene la misma masa.

La masa del sistema tradicional se ha estimado a partir de la suma del peso de los dos motores y del peso máximo de combustible, de forma que se han obtenido 12196.8 kg.

$$R = 648000 * 0.7 * \frac{1}{9.8} * 15.51 * \frac{12196.8}{36741} = 238.32 km \quad (6.13)$$

Se ha obtenido un rango 238.32km.

## 2.2 Reducción de un 20% del coeficiente de sustentación nula

El siguiente paso trata de mejorar la eficiencia aerodinámica reduciendo el coeficiente de sustentación nula un 20%. Tenemos la siguiente relación.

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L}{\pi * AR * e} \quad (6.14)$$

donde AR es el aspect ratio (en el caso de Fokker 70 corresponde a 8.433) y e el coeficiente de Oswald (se ha supuesto valor 1).

Ésto podría conseguirse optimizando la instalación del sistema de propulsión (toberas más pequeñas o totalmente integradas con los motores, menor flujo de refrigerante) así como otros detalles.

A través de la expresión definida, se pasa de un coeficiente de valor inicial 0.0223 a uno con valor 0.0178. Este resultado hace que el nuevo valor de L/D sea 18.0865. A continuación se muestra cómo afecta al rango.

$$R = 648000 * 0.7 * \frac{1}{9.8} * 18.0865 * \frac{12196.8}{36741} = 277.91km \quad (6.15)$$

Se ha obtenido un rango 277.91km.

## 2.3 Aumento del envergadura del ala

Ahora el coeficiente de resistencia es reducido a través de un aumento del 50% de la envergadura del ala sin aumentar ni la masa ni el área. Se ha pasado de un valor inicial de b de 28.08m a un valor de 42.12m, lo que lleva asociado que el coeficiente L/D pase a valer 22.155.

Ésto requiere cambios sustanciales en la estructura, posiblemente la introducción de un nuevo concepto de ala con travesaños (que permita mantener el coeficiente de resistencia cero) y una estructura de material compuesto optimizada. Ahora se muestra cómo afecta a la ecuación del rango.

$$R = 648000 * 0.7 * \frac{1}{9.8} * 22.155 * \frac{12196.8}{36741} = 340.42km \quad (6.16)$$

Se ha obtenido un rango 340.42km.

## 2.4 Reducción de un 20% del peso en vacío de la aeronave

La siguiente modificación reduce un 20% el peso en vacío de la aeronave. Este hecho requeriría introducir nuevos diseños extremadamente ligeros. Dado que muchos componentes no se espera que puedan ser reducidos, los componentes de la estructura principal tendrían que ser reducidos en un 30% aproximadamente. A continuación se muestra cómo afecta al rango.

$$R = 648000 * 0.7 * \frac{1}{9.8} * 22.155 * \frac{12196.8}{29392.8} = 425.52km \quad (6.17)$$

Se ha obtenido un rango 425.52km.

## 2.5 Aumento de la densidad de energía de la batería

Las últimas modificaciones posibles consisten en aumentar la densidad energética de las baterías. Se prevee que será posible gracias al desarrollo de las futuras tecnologías y a la adaptación a la



nueva situación en las infraestructuras aeroporturarias. Ahora vemos cómo afectaría al rango el incremento de este parámetro.

$$R = 1296000 * 0.7 * \frac{1}{9.8} * 22.155 * \frac{12196.8}{29392.8} = 851.04km \quad (6.18)$$

$$R = 2592000 * 0.7 * \frac{1}{9.8} * 22.155 * \frac{12196.8}{29392.8} = 1702.08km \quad (6.19)$$

$$R = 5184000 * 0.7 * \frac{1}{9.8} * 22.155 * \frac{12196.8}{29392.8} = 3404.16km \quad (6.20)$$

$$R = 10368000 * 0.7 * \frac{1}{9.8} * 22.155 * \frac{12196.8}{29392.8} = 6808.32km \quad (6.21)$$

De acuerdo a la expresión empleada, cada vez que se dobla el valor de la densidad energética, también se dobla el valor del rango. Partiendo de un valor fácilmente alcanzable (180 Wh/kg)s, se va incrementando la densidad energética de forma que se calcula el rango para 360 Wh/kg, 720 Wh/kg, 1440 Wh/kg y 2880 Wh/kg. Se observa que para el tercer caso se obtiene un rango similar al obtenido mediante el sistema tradicional de combustión y, si se vuelve a doblar una vez más se obtienen rangos mucho mayores, consiguiéndose un máximo de 6808.32 km.

Es importante señalar que las anteriores propuestas han considerado hipótesis muy optimistas y mejoras en la estructura y aerodinámica. Si no se hubieran producido estas mejoras, usando la misma densidad energética se habría obtenido un rango de 3808 km aproximadamente.



## Conclusiones y líneas futuras

---

En primer lugar, se estudiaron los intereses que promovieron el auge de las aeronaves totalmente eléctricas junto con el estado del arte. Además, se plantearon las necesidades técnicas desde el punto de vista de los sistemas de aeronaves como de la propulsión, analizando la tecnología implícita en ambos casos.

Posteriormente, se realizó el cálculo de la energía necesaria de diferentes rutas para dos modelos de aeronaves, el Boeing 787 y la Fokker 70. En vista a los resultados, se realizó una estimación de la masa de baterías necesaria para realizar los vuelos de forma totalmente eléctrica, teniendo en cuenta tanto la tecnología actual como la futura y usando diferentes densidades energéticas correspondientes a baterías diseñadas de diferentes materiales. Se obtuvo que, para una aeronave de menores dimensiones como la Fokker, un vuelo totalmente eléctrico suponía un gran desafío, pero podía ser realizable, no siendo así en el caso del Boeing 787. Por ello, en los dos siguientes capítulos se intentó abordar el Boeing 787 desde una perspectiva MEA, en la que la APU era eliminada y sustituida por un sistema de celdas de combustible y, en el caso del Fokker 70, se abordó desde la perspectiva de AEA, donde se calcularon las variaciones del rango en función de la tecnología disponible.

En el caso de grandes aeronaves comerciales la electrificación aún supone un gran reto. Tras los resultados correspondientes a la sustitución de la APU en el 787, se descartó el empleo de este tipo de tecnologías. A priori los resultados parecían favorables pues, aunque no se ahorran grandes cantidades, el combustible consumido por la aeronave tras las modificaciones pertinentes era menor. Sin embargo, si a estos pocos kilogramos de combustible sumamos el hecho que supone en cuanto a seguridad el uso de estos dispositivos, no parece una opción prometedora. Para que esta opción fuese posible, se requeriría el empleo de otro tipo de combustibles o grandes reducciones estructurales en la masa global de la aeronave. Además, en el momento en el que se contemplan los equipos necesarios para el almacenamiento de combustible y la redundancia requerida que cumpla con los estrictos requisitos de seguridad comienzan a aparecer pérdidas.

En cuanto a las aeronaves totalmente eléctricas, estarían muy limitadas a la tecnología de baterías existente, siendo actualmente prometedoras sólo para una carga de pago limitada a unos dos pasajeros y rangos muy cortos dando lugar a vuelos de corta duración. Deberían producirse grandes mejoras en la tecnología, incrementando la densidad energética en factores de entre 5 y 10 veces para atraer a aeronaves comerciales regionales. La NAE afirma que “los sistemas de propulsión turbo-eléctrica son los únicos que se espera puedan ser desarrollados para uso de la aviación comercial” para la franja temporal N+3 (2035), debido principalmente a las aeronaves limitadas en el aumento de la densidad energética.

Desde el punto de vista de viabilidad económica y práctica se abren múltiples opciones debido a la libertad de diseño que deberán ser estudiadas en más profundidad. La ausencia de experiencia o datos históricos registrados hacen que los modelos no sean válidos o inexistentes, siendo muy difíciles de construir estos nuevos modelos empíricos (por ejemplo, en el caso de predicción de alta

sustentación para propulsión distribuida). Tampoco se dispone de modelos de costes operativos (considerando costes de certificación, adquisición, mantenimiento...)

Finalmente, se presentan una serie de parámetros relacionados con la aviación eléctrica que merecen ser estudiados en futuras líneas:

- Estudiar la disponibilidad de material bruto para la producción masiva de las baterías que serían necesarias, así como las características de estos nuevos materiales en profundidad.
- Un análisis exhaustivo y en detalle del balance energético para cada modalidad de vuelo.
- Un estudio relativo a la seguridad y regulación, pues, aunque se eliminen todos los riesgos inherentes al uso de combustible, aparecen otros riesgos que aún no han sido explorados.
- Modelos de coste económico que permitan asegurar la viabilidad económica de los sistemas de aeronaves eléctricas, así como modelos de explotación de estas nuevas aeronaves.
- Infraestructuras e inversiones necesarias en los aeropuertos que permitan el intercambio y recarga de baterías.

# TABLAS I

---

Se muestran a continuación, tanto en la tabla 2 como 3 las aeronaves eléctricas tripuladas que tienen la capacidad de volar y los principales estudios y proyectos futuros. Aparecen reflejados algunos valores de utilidad tales como el tipo de arquitectura, el número de asientos, el peso al despegue, la potencia máxima, la energía y el rango alcanzado. Se muestra también la notación empleada:

**Tabla 1** Notación empleada.

Notación	Significado
E	All Electric
SHE	Series hybrid
PHE	Parallel hybrid
TE	Turboelectric
FC	Fuel Cell

Tabla 2 Resumen de aeronaves eléctricas pilotadas con capacidad para volar [22].

Nombre	Primer Vuelo	Arquitectura	Asientos	Peso al despegue (kg)	Máx Potencia (kW)	e (Whr/kg)	Rango (nm)/Duración	Anotaciones
Lange Antares 20E	2003	E	1	660	42	136	NA	Primera aeronave eléctrica. Planeador comercialmente disponible
Fishman Electraflyer C	2008	E	1	283	13.5	NA	90 min	Planeador con baterías Li-Po
Boeing HK-36 FCD	2008	FC	1	860	75	NA	45 min	Experimental; celdas de combustible de 30 kW
Yuneec E430	2009	E	2	470	40	154	NA	Fuselaje de hoja limpia. Abandonado comercialmente
Siemens/Diamond E-Star	2011	SHE	2	800	70	NA	NA	Experimental; motor de 30kW
Pipistrel Taurus Electro G2	2011	E	2	450	40	NA	NA	Comercialmente disponible
Pipistrel Taurus Electro G4	2011	E	4	1500	150	180	244	Experimental; ganador del reto Green Flight Challenge de la NASA
IFB Stuttgart eGenious	2011	E	2	950	60	204	244	Experimental; compitió en GFC de la NASA
Embry-Riddle Eco-Eagle	2011	PHE	2	1075	105	125	170	Experimental; 30 kW elec, 75 kW rotax
Fishman Electraflyer ULS	2012	E	1	238	15	NA	120 min	Disponible comercialmente bajo la regulación de aeronave ultraligera
Chip Yates Long ESA	2012	E	1	680	192	NA	NA	Experimental
Siemens/Diamond E-Star 2	2013	SHE	2	800	80	NA	NA	Motor de 5kW/kg; experimental
Airbus E-Fan	2014	E	2	600	60	207	60 min	Fan 2x30kW; experimental
Cambridge SOUL	2014	PHE	1	235	20	144	NA	12kW elec; 8kW gasol; recargas durante el vuelo; exp
Pipistrel Alpha Electro	2015	E	2	550	60	171	70	Comercialmente disponible
Airbus E-Fan 1.2	2016	SHE	2	600	60	NA	NA	Fan 2x30kW, exp
Siemens Extra 300	2017	E	1	1000	260	NA	NA	Motor con 95 % de eficiencia; 580 VDC; exp

Tabla 3 Sumario de aeronaves eléctricas y futuros estudios [22].

Nombre	Primer Vuelo	Arquitectura	Asientos	Peso al despegue (kg)	Máx Potencia (MW)	e (Whr/kg)	Rango (nmi)	Anotaciones
NASA X-57 "Maxwell"	2018	E	2	1360	0.144	130	NA	Motors 2x72kW; demostradores pilotados;leading-edge DP
NASA STARC-ABL	2035	TE	154	60000	2.6	NA	3500	-9.4% combustible quemado; propulsor en cono de cola
NASA N3-X	2045	TE	300	227000	50	NA	7500	-10%FB debido a EP
Boeing SUGAR Volt	2035	PHE	154	68040	1.0	750	3500	-10.9% FB debido a EP; ala con soportes
Bauhaus Luffahrt Ce-Liner	2035	E	189	109300	33.5	2000	900	Motores superconductores; tecnología avanzada
Airbus Volt-Air	2035	E	33 aprox	33000 aprox	NA	750+	900 aprox	Electrónica superconductora; BLI, flujo laminar
Airbus/R-R E-Thrust	2050	SHE	90	NA	9.0	1000	Rgnl	Electrónica superconductora; alto radio de bypass; fans empotrados
ESAero/Wright ECO-150R	2035	TE	150	60-75k	12.7	NA	1650	16 motores empotrados en el ala; no superconductores
Eviation Alice	2019	E	11	6350	0.780	260	560	3 hélices propulsoras; baterías de Ión-Litio de Kokam
XTI Tri-Fan 600	2024	SHE	6	2404	1.5	NA	1200	VTOL; configuración con fanes inclinados
Ampace Tailwind	2020s	E/SHE	NA	NA	NA	NA	350	Sistema de succión de la capa límite en cola
Zunum	2020s	SHE	12	5216	1	NA	700	Diseño convencional





## TABLAS II

---

Se muestran a continuación en la tabla 1 los principales tipos de máquinas eléctricas, junto con sus configuraciones y características más destacadas.

Tabla 1 Sumario de tipos de máquinas eléctricas [22].

Tipo	Estator	Rotor	Controlador	Características
Máquina de inducción de jaula de ardilla	Trifásico AC	Bobinas de cortocircuito	Ninguno	Autoarranque, simple
Máquina de inducción de rotor bobinado	Trifásico AC	Bobinado conectado a cargas externas	Simple	Control de velocidad, requiere anillo colector
Máquina síncrona AC	Trifásico AC	Imán permanente, reluctancia o bobinado	Simple	Eficiente, sin autoarranque
Máquina de inducción de doble alimentación	Trifásico AC	Bobinas trifásicas separadas	Simple	Control de velocidad, generalmente requiere anillo colector
Motor DC sin escobillas	Bobinado múltiple DC	Imán permanente	Complejo	Menos adecuado para generación
Motor de reluctancia conmutada	Bobinado múltiple DC	Reluctancia	Complejo	Alta velocidad y actuación a altas temperaturas

# Índice de Figuras

---

1.1	Crecimiento esperado del tráfico aéreo [28]	1
1.2	Especulación de combustible requerido a nivel mundial [28]	2
1.3	Comparación de una aeronave convencional frente a una tipo MEA [11]	3
1.4	Escenario de tecnología de baterías y costes para los años 2020-2040 [29]	3
1.5	Aeronave SUGAR VOLT Boeing [8]	4
1.6	Aeronave E-FAN X Airbus [1]	5
1.7	Aeronave Alice Eviation [3]	7
1.8	Aeronave Tailwind Ampaire [4]	7
1.9	Aeronave N3-X NASA [26]	9
1.10	Aeronave PEGASUS NASA [30]	9
1.11	Aeronave Ce-Liner [9]	10
1.12	Diseño del proyecto Centairstation [10]	11
1.13	Aeronave Citybird [10]	12
1.14	Aeronave Uber [12]	13
1.15	Aeronave VAHANA Airbus [20]	13
1.16	Aeronave Alpha Electro Pipistrel [18]	14
1.17	Aeronave Sun Flyer AeroElectric [19]	15
2.1	Arquitectura de una aeronave tradicional	18
2.2	Arquitectura de una aeronave tipo MEA	19
2.3	Distribución de potencia eléctrica del Boeing787 [27]	20
2.4	Carga y descarga de una RFC	21
2.5	Sistema eléctrico de combustible IHI vs tradicional [31]	22
3.1	Coste normalizado de energía en América del Norte [22]	25
3.2	Arquitectura totalmente eléctrica	27
3.3	Arquitectura turboeléctrica	27
3.4	Arquitectura híbrida serie	28
3.5	Arquitectura híbrida paralela	28
3.6	Volumen y masa específica de diferentes sistemas de almacenamiento [28]	29
3.7	Eficiencias para diferentes sistemas de propulsión [28]	30
3.8	Masa y densidad de energía equivalente de sistemas de propulsión [28]	31
3.9	Masa y densidad de energía equivalente de sistemas de propulsión incluyendo el fan [28]	32
3.10	Producción de baterías en distintas regiones [29]	33
3.11	Capacidad de los principales productores de baterías [29]	33
3.12	Curvas de Ragone para celdas optimizadas de Ión-Litio [22]	34

3.13	Tecnología de baterías actual y futura [28]	35
3.14	Densidad de potencia actual de motores de pistón (cuadrados) y eléctricos (círculos) [28]	37
3.15	Densidad de potencia específica de motores turbosje [28]	38
3.16	Densidad de potencia específica de motores turbofan [28]	38
4.1	Sistema de referencia empleado en la aeronave para los cálculos [33]	42
4.2	Fuerzas en la aeronave durante el crucero [33]	43
4.3	Ventana de configuración de Piano X	48
4.4	Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Barcelona	60
4.5	Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Barcelona	60
4.6	Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Budapest	61
4.7	Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Budapest	61
4.8	Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Estambul	62
4.9	Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Estambul	62
4.10	Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Lisboa	63
4.11	Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Lisboa	63
4.12	Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Madrid	64
4.13	Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Madrid	64
4.14	Masa total con tecnología actual vuelo Sevilla-Milán	65
4.15	Masa total con tecnología teórica vuelo Sevilla-Milán	65
4.16	Coste del combustible frente a la electricidad [35]	66
5.1	Sistema de distribución de potencia de la aeronave tradicional [35]	70
5.2	Sistema de distribución de potencia de la aeronave modificada [35]	70
5.3	Esquema del sistema SOFCPU [35]	71
5.4	Combustible consumido frente a altitud de vuelo [35]	72
5.5	Diferencia de combustible consumido en el primer caso	74
5.6	Diferencia de combustible consumido en el segundo caso	74
1	Rango frente a energía específica para diferentes baterías [28]	76

# Índice de Tablas

---

1.1	Parámetros técnicos de los aeronaves de Zunum Aero [21]	6
2.1	Potencia generalizada Consumida por los principales sistemas eléctricos del avión para un A330 [23]	17
3.1	Arquitectura de sistemas de propulsión eléctricos	26
3.2	Parámetros empleados en las ecuaciones	30
3.3	Tecnología de baterías [28]	36
4.1	Información de los aeropuertos empleados en las rutas	45
4.2	Parámetros empleados correspondientes al Boeing 787 [6]	46
4.3	Parámetros empleados en los cálculos [6]	46
4.4	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Milán	46
4.5	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Budapest	46
4.6	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Estambul	47
4.7	Rendimientos principales implicados en el vuelo	47
4.8	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Milán	47
4.9	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Budapest	47
4.10	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Estambul	48
4.11	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Milán con Piano X	49
4.12	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Milán con Piano X II	50
4.13	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Budapest con Piano X	51
4.14	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Budapest con Piano X II	51
4.15	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Estambul con Piano X	52
4.16	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Estambul con Piano X II	52
4.17	Información de los aeropuertos empleados en las rutas	53
4.18	Parámetros empleados correspondientes al Fokker 70 [32]	53
4.19	Parámetros empleados en los cálculos [32]	53
4.20	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Lisboa	54
4.21	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Madrid	54
4.22	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Barcelona	54
4.23	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Lisboa	54
4.24	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Madrid	55
4.25	Resultados obtenidos vuelo Sevilla-Barcelona	57
4.26	Valores característicos principales tipos de baterías [28]	58
4.27	Pesos correspondientes al Boeing 787 [6]	58
4.28	Pesos correspondientes al Fokker 70 [32]	58

4.29	Energía requerida para cada ruta	59
4.30	Coste del combustible frente a la electricidad [35]	67
5.1	Ahorro de combustible frente a eficiencia [35]	71
5.2	Pesos correspondientes a los componentes del sistema de celdas de combustible	73
5.3	Consumo de combustible para diferentes distancias de vuelo	73
1	Parámetros empleados en la ecuación del rango [32]	77
1	Notación empleada	83
2	Sumario de aeronaves eléctricas pilotadas con capacidad para volar [22]	84
3	Sumario de aeronaves eléctricas y futuros estudios [22]	85
1	Sumario de tipos de máquinas eléctricas [22]	88

# Índice de Códigos

---

4.1	Vuelo Sevilla-Milan	48
4.2	Vuelo Sevilla-Budapest	49
4.3	Vuelo Sevilla-Estambul	51
4.4	Vuelo Sevilla-Lisboa	54
4.5	Vuelo Sevilla-Madrid	55
4.6	Vuelo Sevilla-Barcelona	57





# Bibliografía

---

- [1] *Airbus Home.*
- [2] *Airbus, Rolls-Royce, and Siemens team up for electric future Partnership launches E-Fan X hybrid-electric flight demonstrator.*
- [3] *Alice Commuter | Eviation.*
- [4] *Ampaire - Ampaire | Revolutionary Electric Commercial Aircraft.*
- [5] *A<sup>3</sup>.*
- [6] *Boeing 787-9 Dreamliner - Specifications - Technical Data / Description.*
- [7] *Boeing: HorizonX.*
- [8] *Boeing: How sweet the future of aviation.*
- [9] *Ce-Liner: Bauhaus Luftfahrt.*
- [10] *CentAirStation and CityBird: Bauhaus Luftfahrt.*
- [11] *Comparison of a Conventional Aircraft and More Electric Aircraft | Download Scientific Diagram.*
- [12] *Elevate: Uber plans to add 170-mph VTOL flying taxis to its on-demand transport mix.*
- [13] *ES AERO - Empirical Systems Aerospace.*
- [14] *Federal Aviation Administration.*
- [15] *Gasolina de aviación - Precio Diario - Precios de Materias Primas.*
- [16] *Google Maps.*
- [17] *Pipistrel Aircraft Panthera | Pipistrel.*
- [18] *Pipistrel Aircraft WATTsUP | Pipistrel.*
- [19] *Sun Flyer - Bye Aerospace.*
- [20] *Vahana, the Self-Piloted, eVTOL aircraft from A<sup>3</sup> by Airbus, Successfully Completes First Full-Scale Test Flight.*
- [21] *Zunum Aero.*

- [22] Benjamin J. Brelje and Joaquim R.R.A. Martins, *Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches*, Progress in Aerospace Sciences (2018).
- [23] Ana Isabel Romero Castro, *Pilas de combustible en el sector aeronautico*, (2014), 6–20.
- [24] Monroe Conner, *The Future of Aircraft Propulsion is Electric*, (2015).
- [25] Arthur Dubois, Martin van der Geest, JoeBen Bevirt, Robert Christie, Nicholas K. Borer, and Sean C. Clarke, *Design of an Electric Propulsion System for SCEPTOR's Outboard Nacelle*, 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (2016), 1–30.
- [26] James L. Felder, *NASA N3-X with Turboelectric Distributed Propulsion*, IMechE Disruptive Green Propulsion Technologies conference (2014).
- [27] Peral Gonz and Alejandro Marano Marcolini, *Trabajo Fin de Grado Grado en Ingeniería Aeroespacial Simulación de sistemas eléctricos en aeronaves*, (2017), 1–111.
- [28] Martin Hepperle, *Electric Flight – Potential and Limitations (STO-MP-AVT-209)*, (2012), 1–30.
- [29] Author Jan and Otto Reimers, *Feasibility study by Green Future AS*, (2018), no. March.
- [30] Elaine Marconi: KSC, *NASA - Pegasus: Countdown 101*.
- [31] Oyori Hitoshi Morioka Noriko, Takeuchi Michiya, *Moving to an All-Electric Aircraft System*, Engineering Review **4** (2014), no. 1, 33–39.
- [32] Karsten Palt, *Fokker Fokker 70 - Specifications - Technical Data / Description*.
- [33] Damián Rivas Rivas, *Apuntes de mecánica de vuelo 3º GIA*.
- [34] Miguel Sillero, Navajas Tutor, and Antonio Franco Esp, *Trabajo Fin de Grado Grado en Ingeniería Aeroespacial Optimización de trayectorias de avión sujetas a incertidumbre meteorológica y costes de navegación*, (2017).
- [35] Greg A. Whyatt and Lawrence A. Chick, *Electrical Generation for More-Electric Aircraft Using Solid Oxide Fuel Cells*, (2012), no. April.
- [36] Maria Ángeles Martín Prats, *Apuntes de aviónica 4º GIA*.